WIADOMOŚCI TECHNICZNE LOTNICTWA

KWARTALNIK

WYDAWANY PRZEZ DEPARTAMENT AERONAUTYKI M. S. WOJSK., JAKO DODATEK DO „PRZEGLĄDU LOTNICZEGO"

AUTORZY ARTYKUŁÓW ZAMIESZCZONYCH W „PRZEGLĄDZIE LOTNICZYM" I „WIADOMOŚCIACH TECHNICZNYCH LOTNICTWA" SĄ ODPOWIEDZIALNI ZA POGLĄDY W NICH WYRAŻONE

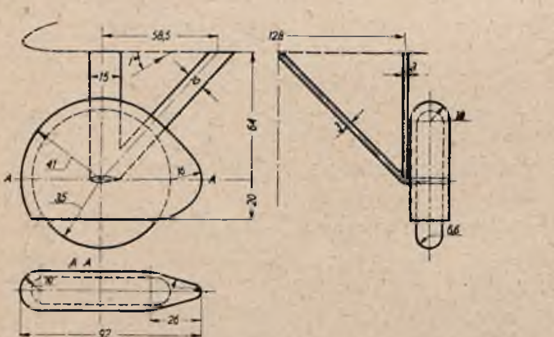
TREŚĆ:

ROK II WARSZAWA, KWIECIEŃ — 1934 Nr. 2

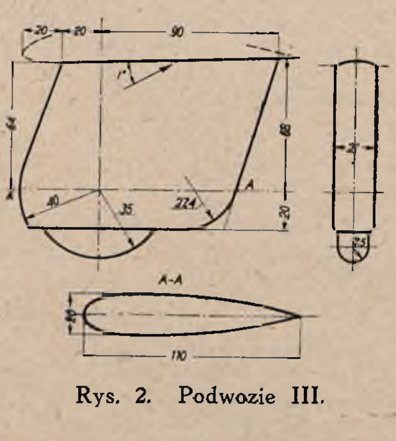
Inż. ALEKSANDER SZYSZKOWSKI
Asyst. Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie

Wpływ podwozia na właściwości aerodynamiczne płatowca

W nowoczesnych płatowcach zwracają powszechną uwagę rozwiązania konstrukcyjne, których cechą charakterystyczną są, między innemi, podwozia chowane w locie lub też podwozia o starannie opracowanych kształtach aerodynamicznych. Jeżeli uprzytomnimy sobie, że w bilansie ogólnym, t. zw. oporów szkodliwych samolotu zwykłe podwozie nieoprofilowane, obok kadłuba, silnika i zastrzałów, zajmuje poważną pozycję, to musimy przyznać, że nowe konstrukcje podwozi podnoszą w znacznym stopniu właściwości aerodynamiczne płatowców. Zastosowanie osłon pierścieniowych, okalających silniki chłodzone powietrzem o gwiazdowym układzie cylindrów oraz podwozi chowanych w locie albo racjonalnie oprofilowanych, wykazały w jak wielkiej mierze opłaca się często uwzględnienie wymagań aerodynamiki w ukształtowaniu poszczególnych części samolotów. Prace laboratoryjne były tutaj niewątpliwie jednym z głównych czynników, w wyniku których nowoczesne płatowce osiągnęły dobre wyczyny. Również w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie wykonano, między innemi, szereg pomiarów z zakresu badania wpływu różnych kształtów podwozi na właściwości aerodynamiczne płatowców. Pomiary te dotyczyły kilku typów samolotów zarówno dolno- jak i górnopłatów z podwoziami różnych konstrukcyj i pozwalają na wyciągnięcie pewnych wniosków, które mogą być pożyteczne przy konstruowaniu płatowca.



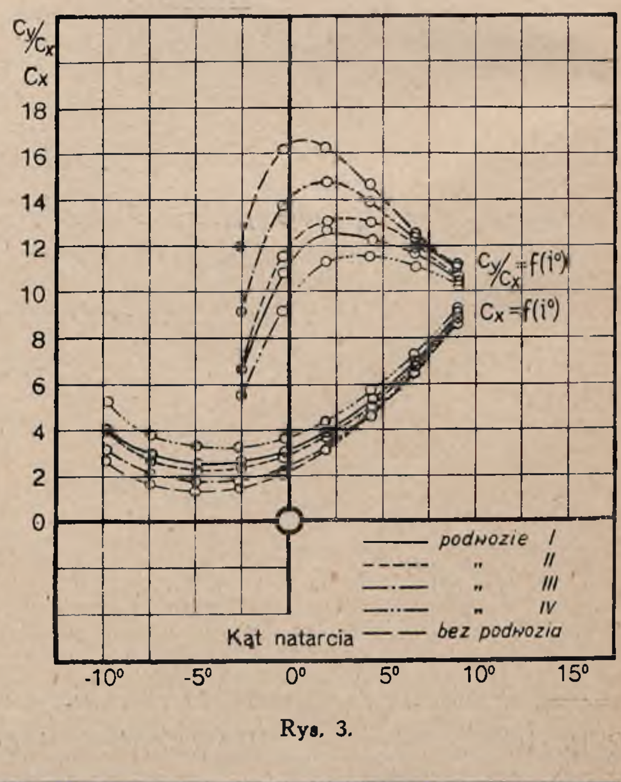
Rys. 1. Podwozie I (bez owiewka) i podwozie II (z owiewk.).



Rys. 2. Podwozie III.

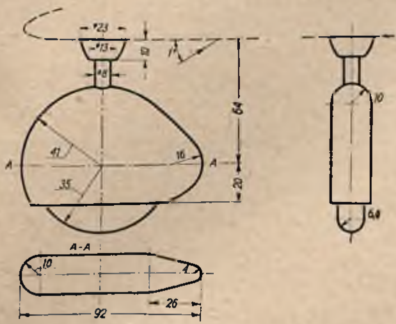
Z szeregu wykonanych doświadczeń rozpatrzymy najpierw te, które obejmowały szerszy zakres różnych podwozi zarówno z kołami, jak i z nartami (rys. 1, 2, 4, 5).

Ponieważ w danym przypadku nie zależało na otrzymaniu najlepszych wyników dla każdego z badanych kształtów oprofilowania całego podwozia lub poszczególnych jego części, lecz tylko o podkreślenie zasadniczych różnic między temi wynikami, więc uzyskane wartości spółczynników aerodynamicznych C_x i C_y/C^x (rys. 3 i 6) nie przedstawiają jeszcze ostatecznych możliwości, jakie w tym zakresie są do osiągnięcia. Również z tego samego względu i dla uproszczenia badań, pomiary były wykonane nie dla całego płatowca, lecz dla zespołu: płat-podwozie. Spółczynniki odniesione są do powierzchni płata, zaś wymiary podane na rysunkach dotyczą modelów badanych w tunelu aerodynamicznym. Porównywując krzywe $C_x = f(i)$ podane na rys. 3 widzimy, że już oprofilowanie samych tylko kół zmniej-



Rys. 3.

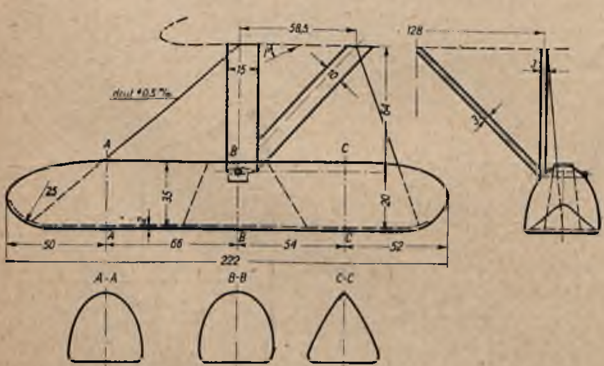
szyło wartość $C_{x_{min}}$ płatowca o 0,3, zaś oprofilowanie całego podwozia daje zysk około 0,8 w porównaniu z wartością tego spółczynnika dla płata z podwoziem trójprętowem, bezosiowem i kołami bez owiewków. Po usunięciu podwozia otrzymujemy dalsze zmniejszenie $C_{x_{min}}$ o 0,45. Natomiast, jeżeli porównamy cały przebieg krzywych $C_x = f(i)$ w przypadkach podwozia całkowicie oprofilowanego oraz płata bez podwozia to zauważymy, iż różnice między spółczynnikami C ze wzrostem kąta natarcia płata maleją, a przy kątach większych od $i = 7^0$ odcinki krzywych $C_x = f(i)$ przylegają do siebie. Najgorsze wyniki odnoszą się do podwozia IV (rys. 4). Przyczyną tego jest niekorzystny pod względem aerodynamicznym kształt górnych jego elementów,



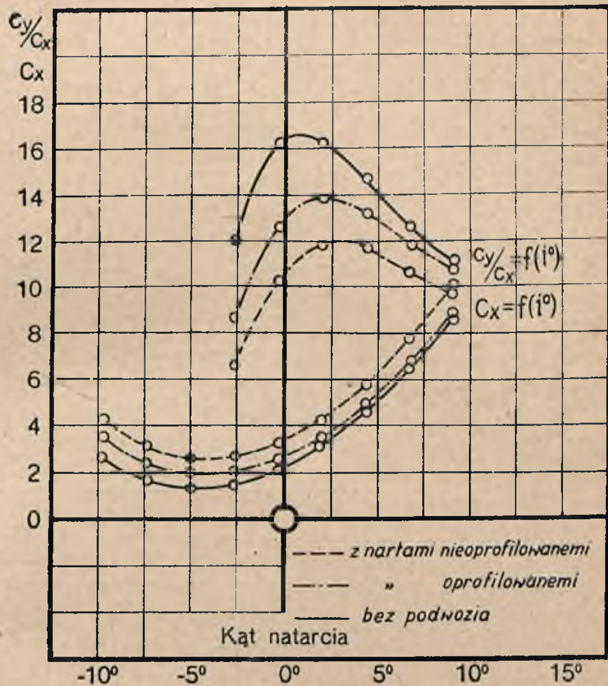
Rys. 4. Podwozie IV.

gdyż części o przekrojach kołowych nie zostały zaopatrzone w odpowiednie owiewki. I pomimo to, że koła w danym przypadku są oprofilowane, wyniki wypadły znacznie gorsze, aniżeli dla podwozia trójprętowego bez owiewków na kołach. Na przykładzie tym łatwo się możemy przekonać, jak źle wpływa wadliwe ukształtowanie poszczególnych części płatowca na jego właściwości aerodynamiczne.

Co się tyczy krzywych $C_y/C_x = f(i)$, to przebiegają one, podobnie zresztą jak $C_x = f(i)$, najkorzystniej w przypadku samego tylko płata i wartość spółczynnika $(C_y/C_x)_{max}$ jest mniej więcej o 2 większa, niż dla podwozia całkowicie oprofilowanego, zaś o 4 — w porównaniu z podwoziem I.

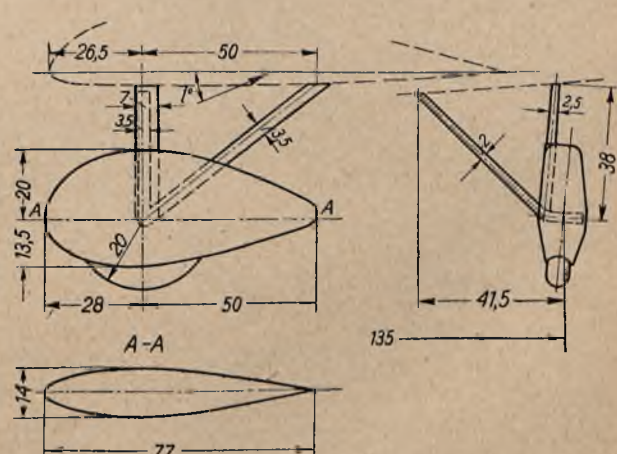


Rys. 5. Podwozie V (narty nieoprofilowane) i podwozie VI (narty oprofilowane)

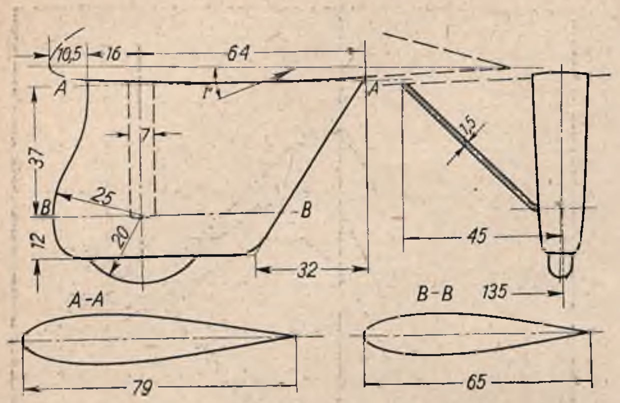


Rys. 6.

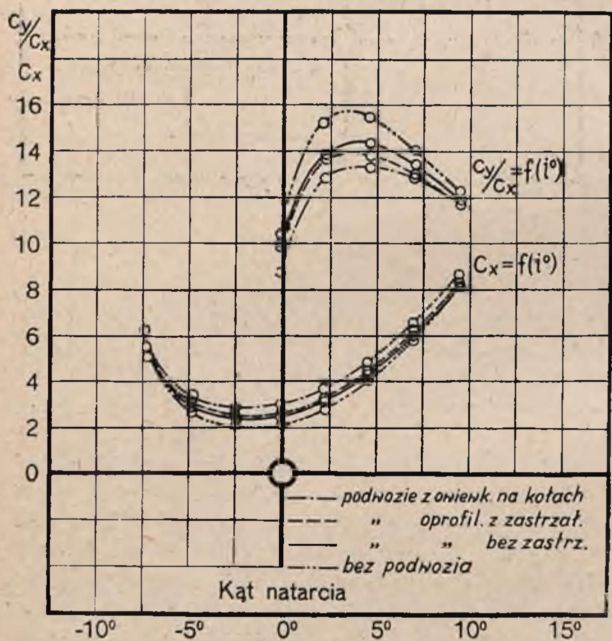
Do tej samej serji pomiarów należy jeszcze zaliczyć doświadczenia, dotyczące podwozia z nartami zwykłemi i oprofilowanemi (rys. 5 i 6). Z porównania poszczególnych krzywych wynika, iż oprofilowanie nart wpływa bardzo dodatnio na właściwości aerodynamiczne samolotu, gdyż zarówno krzywe $C_x = f(i)$ jak i $C_y/C_x = f(i)$ mają przebieg znaczenie korzystniejszy, niż odpowiednie krzywe dla płatowca z nartami nieoprofilowanemi. Jeżeli zaś porównamy wyniki, otrzymane dla podwozia z kołami zaopatrzonemi w owiewki, z wynikami otrzymanemi dla podwozia z nartami oprofilowanemi, to zauważymy, że przebieg poszczególnych krzywych jest korzystniejszy w wypadku drugim. Nie można jednakże tego uogólniać, gdyż decydującą rolę odgrywa tutaj właściwe oprofilowanie rozpatrywanej części samolotu.



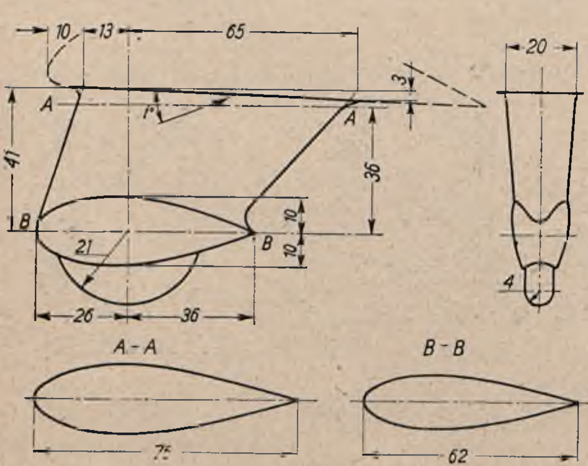
Rys. 7.



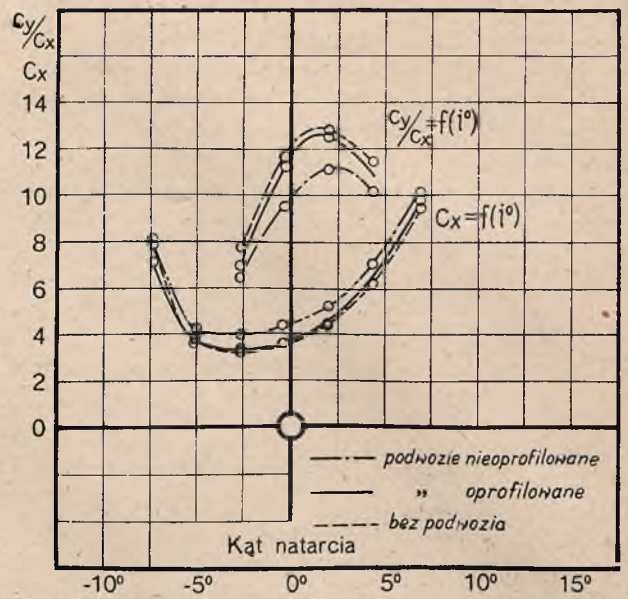
Rys. 8.



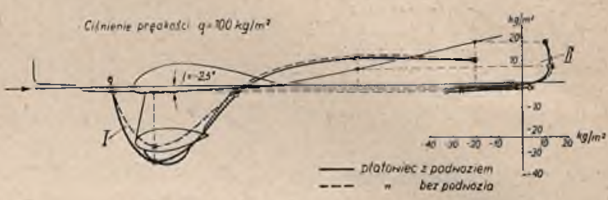
Rys. 9.



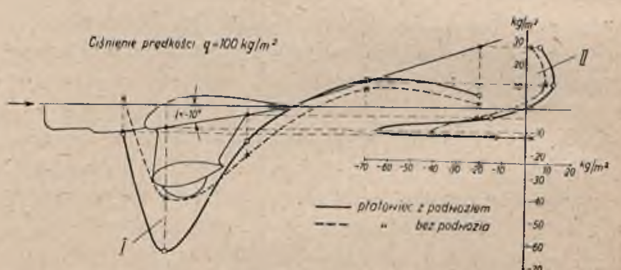
Rys. 10.



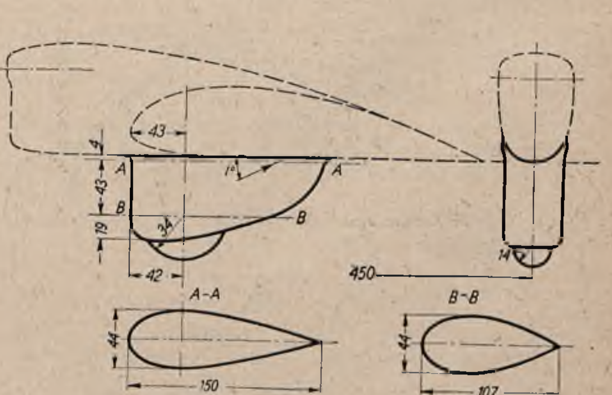
Rys. 11.



Rys. 12.



Rys. 13.



Rys. 14.

Inna serja pomiarów dotyczyła również różnych podwozi dolnopłata (rys. 7 i 8). Należy tu zwrócić uwagę na zastosowanie owiewka (rys. 7), który osłania nietylko koła, lecz także dolne części dwuch goleni podwozia. Jest to dalej idące ulepszenie w porównaniu z podwoziem z tylko oprofilowanemi kołami, lecz, jak wynika z krzywych $C_x = f(i)$ i $C_y/C_x = f(i)$ (rys. 9), właściwości aerodynamiczne płatowca w tym przypadku są jeszcze znacznie gorsze, niż z podwoziem całkowicie oprofilowanem. Zastosowanie dodatkowych zastrzałów, podpierających podwozie (rys. 8), nieznacznie wpłynęło na pogorszenie wyników. Natomiast zupełne usunięcie podwozia i przy tym płatowcu daje dość duże korzyści, gdyż wartość spółczynnika $C_{x_{min}}$ zmniejsza się wtedy o 0,4 w porównaniu z odpowiednim spółczynnikiem, otrzymanym dla samolotu z podwoziem oprofilowanem.

Do ciekawych przykładów można zaliczyć następną serję pomiarów, dotyczącą dolnopłata, kształt podwozia którego podaje rys. 10.

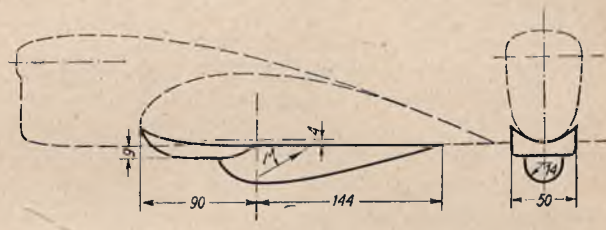
Porównywując odpowiednie krzywe (rys. 11) dla samolotu bez podwozia i z podwoziem oprofilowanem, widzimy, iż przechodzą one na wykresie blisko siebie i np. spółczynniki $C_{x_{min}}$ różnią się mniej, niż o 0,15, poza tem przy kątach natarcia mniejszych od $i = -5^0$ spółczynniki oporu w przypadku płatowca z oprofilowanem podwoziem są korzystniejsze. W celu wyjaśnienia tego interesującego zjawiska, zostały wykonane pomiary rozkładu ciśnień na spodzie kadłuba i płata w płaszczyźnie symetrji samolotu. Wyniki są podane w postaci wykresów (rys. 12 i 13), przyczem ciśnienia i podciśnienia, odpowiadające poszczególnym punktom płatowca, odłożono na rzędnych odpowiednio równoległych do kierunków siły nośnej i oporu czołowego. Porównywując poszczególne krzywe, zauważymy, że przy kącie natarcia $i = -2{,}5^0$ podwozie zmienia opływ powietrza dookoła płatowca, powodując wzrost (stosunkowo mały) spółczynników C_x i C_y. Natomiast przy kącie natarcia $i = -10^0$ rzecz się przedstawia wprost przeciwnie, gdyż na tylnej części kadłuba, pochylonej dość znacznie do kierunku przepływu powietrza, panują w przypadku samolotu z podwoziem ciśnienia większe, niż dla płatowca bez podwozia, wskutek czego mamy na dłuższym odcinku wykresu II (rys. 13) korzystniejszy rozkład ciśnień, co powoduje zmniejszenie oporu czołowego płatowca.

Widzimy zatem, jak dalece, przez dobre oprofilowanie, można zmniejszyć szkodliwy wpływ podwozia na właściwości aerodynamiczne samolotu, a nawet i polepszyć te właściwości przy niektórych kątach natarcia. Należy jednakże zaznaczyć, że nie bez znaczenia było tutaj właściwe ukształtowanie połączenia płata z kadłubem.

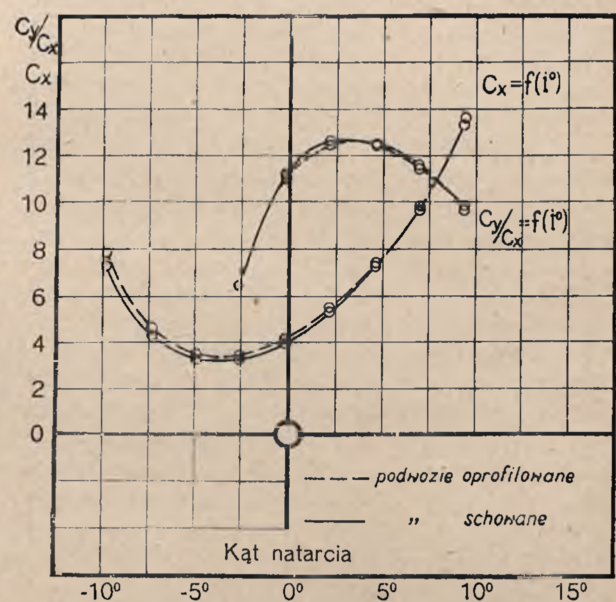
Dodatkowo są jeszcze podane na wykresie (rys. 11) krzywe dla płatowca z podwoziem nieoprofilowanem.

Rozpatrzymy z kolei wyniki doświadczeń, dotyczące dolnopłata z silnikami umieszczonemi nad podwoziem (rys. 14 i 15).

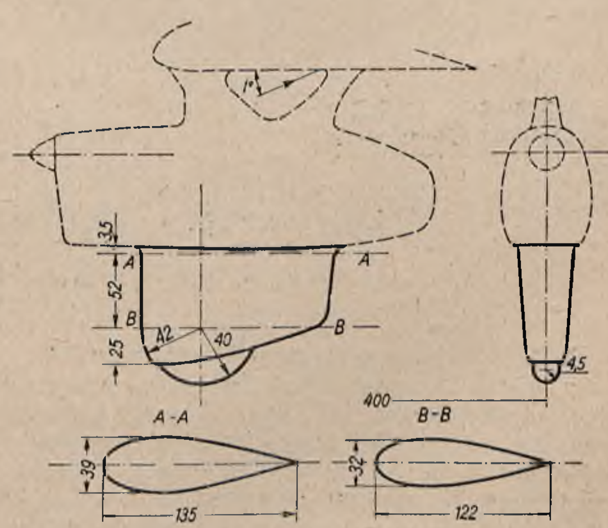
Pomiary wykonano dla płatowca z podwoziem oprofilowanem i schowanem. Ponieważ konstrukcja umożliwiała tylko częściowe schowanie podwozia, więc zaszła potrzeba oprofilowania wystającej części pod płatem. Z przebiegu odpowiednich krzywych (rys. 16) widzimy,



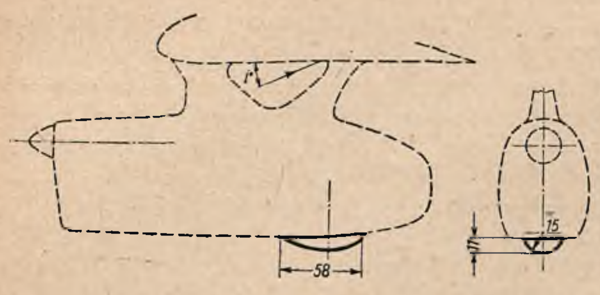
Rys. 15.



Rys. 16.



Rys. 17.

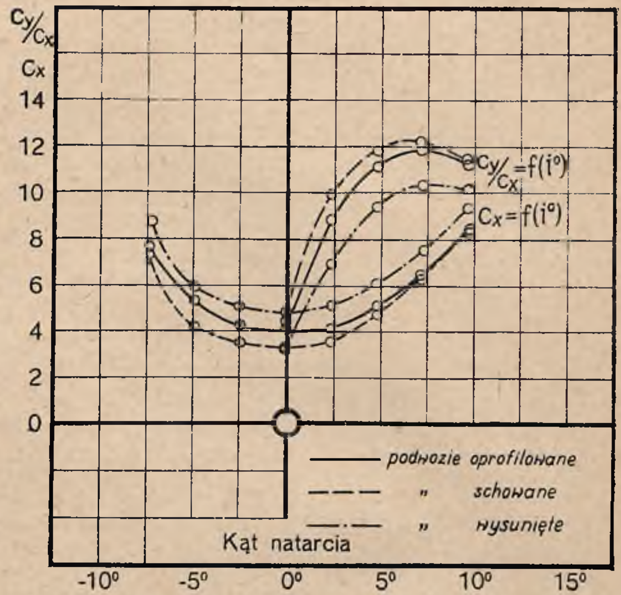


Rys. 18.

iż częściowe ukrycie podwozia w płacie nie dało w danym przypadku większych korzyści i, przy kątach natarcia przekraczających $i = 5^0$, odcinki krzywych $C_x = f\ i)$ przystają do siebie, a wartości stosunku C_y/C_x przy wszystkich kątach natarcia różnią się minimalnie. Jeżeli przytem weźmiemy pod uwagę duże trudności konstrukcyjne związane z budową samolotu z podwoziem składanem w locie, to może się okazać, że takie częściowe chowanie podwozia nie jest celowe.

Wszystkie wyżej przytoczone przykłady dotyczyły dolnopłatów. Rozważmy teraz na zakończenie wpływ podwozia na właściwości aerodynamiczne górnopłatowca. Na rys. 17 podany jest kształt podwozia oprofilowanego, zaś na rys. 18 — wygląd gondoli silnika ze schowanem podwoziem. Porównywując wyniki pomiarów (rys. 19), łatwo zauważymy, że wciągnięcie podwozia do gondoli i przysłonięcie otworów od spodu daje dość duży zysk, gdyż wartość spółczynników $C_{x_{min}}$ zmniejsza się o 0,7 w porównaniu z wartością tego spółczynnika w przypadku podwozia oprofilowanego. Trzeba jednakże zaznaczyć, iż przy większych kątach natarcia przebieg krzywych $C_x = f(i)$ i $C_y/C = f(i)$ jest pod tym względem mniej korzystny.

Na wykresie są jeszcze podane odpowiednie krzywe, celem zilustrowania wpływu, jaki wywiera wysunięcie podwozia w czasie startu i lądowania na właściwości aerodynamiczne samolotu.



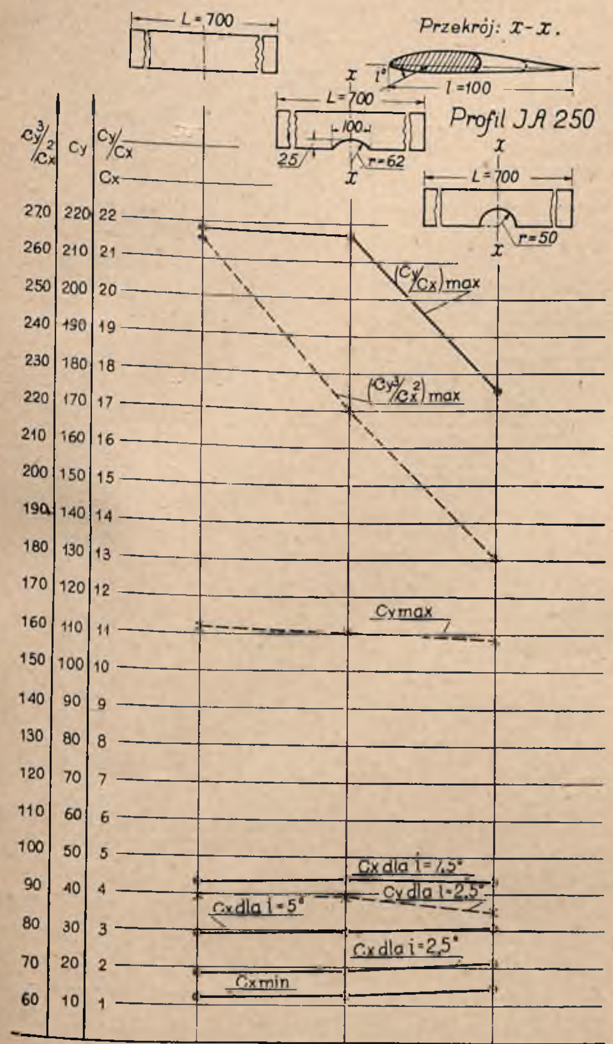
Rys. 19.

Przytoczone wyżej wyniki pomiarów nie dają jeszcze pełnego obrazu rozważanego zagadnienia, przedewszystkiem ze względu na stosunkowo małą ilość wykonanych doświadczeń. W wielu przypadkach, jednakże, pozwalają one na zorjentowanie się w korzyściach, jakie można osiągnąć, przyznając pierwszeństwo czynnikom natury aerodynamicznej. Do najlepszych, niewątpliwie, rozwiązań należy zaliczyć konstrukcje, umożliwiające chowanie podwozia w locie, zwłaszcza kiedy ono jest umieszczone pod gondolami bocznych silników. Niektóre przykłady, natomiast, wykazały, że właściwie oprofilowane podwozie może dać tak dobre wyniki, iż chowanie go w locie, ze względu na skomplikowanie konstrukcji, nie opłaca się wtedy. Również częściowe chowanie czasem niewiele polepsza właściwości aerodynamiczne płatowca, wskutek czego w ocenie ogólnej możemy otrzymać zysk minimalny.

Inż. LEONARD ŁABUĆ
Asyst. Inst. Aerodyn. w Warszawie

Właściwości aerodynamiczne płatów z wycięciami

Przy obecnym rozwoju lotnictwa, podczas projektowania nowego lub udoskonalania już istniejącego płatowca, konstruktor powinien rozpatrzeć każdy szczegół samolotu i nie zaniedbać możliwości choćby najmniejszego zysku na oporach czy innych właściwościach aerodynamicznych, bo tą drogą może dojść do dość znacznego zysku na wyczynach płatowca. Dlatego też jest celowe rozpatrzenie zagadnienia najlepszego ukształtowania wycięcia w środkowej części płata. Wycięcia takie stosowane są przeważnie w górnopłatach, a wywołane zasadniczo dwoma względami: po pierwsze koniecznością uzyskania dobrej widoczności i łatwego dostępu do kabiny płatowca, po drugie koniecznością utworzenia miejsca dla śmigła cisnącego silnika, umieszczonego przy płacie (układ stosowany przeważnie przy płatowcach słabo silnikowych). W przypadku pierwszym wycięcia



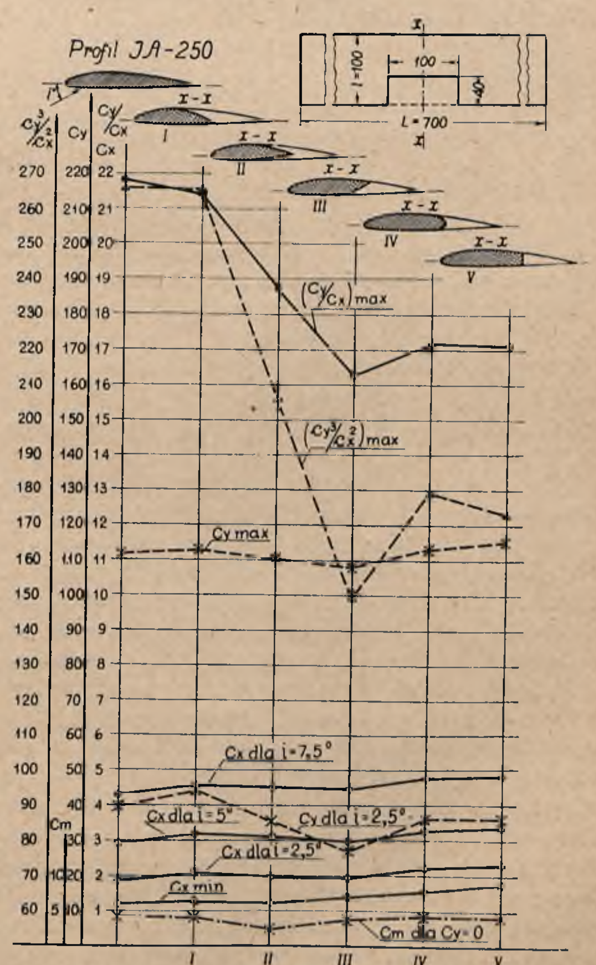
Rys. 1.

zwykle są małe i posiadają — w widoku zgóry — kształt zaokrąglony. Wpływ ich na właściwości aerodynamiczne płata jest też mały.

Na rys. 1 podane jest zestawienie wyników pomiarów dwuch płatów prostokątnych z wycięciami półokrągłemi — większem i mniejszem — przyczem profil płata w części zwężonej przez wycięcie jest niezmieniony (wykonano tylko zaokrąglenie — patrz szkic na rys. 1) [1]). Dla porównania na wykresie podane są też odpowiednie dane pomiarowe dotyczące płata prostokątnego bez wycięcia. Rozpatrując ten wykres widzimy, że przy małych wycięciach możemy nie zmieniać profilu w części zwężonej i zadowolić się wykonaniem zaokrąglenia tępej krawędzi ujścia powstałej po wycięciu. Jeżeli zaś wycięcie jest dość duże, mamy już poważny spadek wartości $(C_y/C_x)_{max}$ oraz dość duży wzrost spółczynnika C_x.

W tym przypadku należy zmienić profil zwężonej części płata.

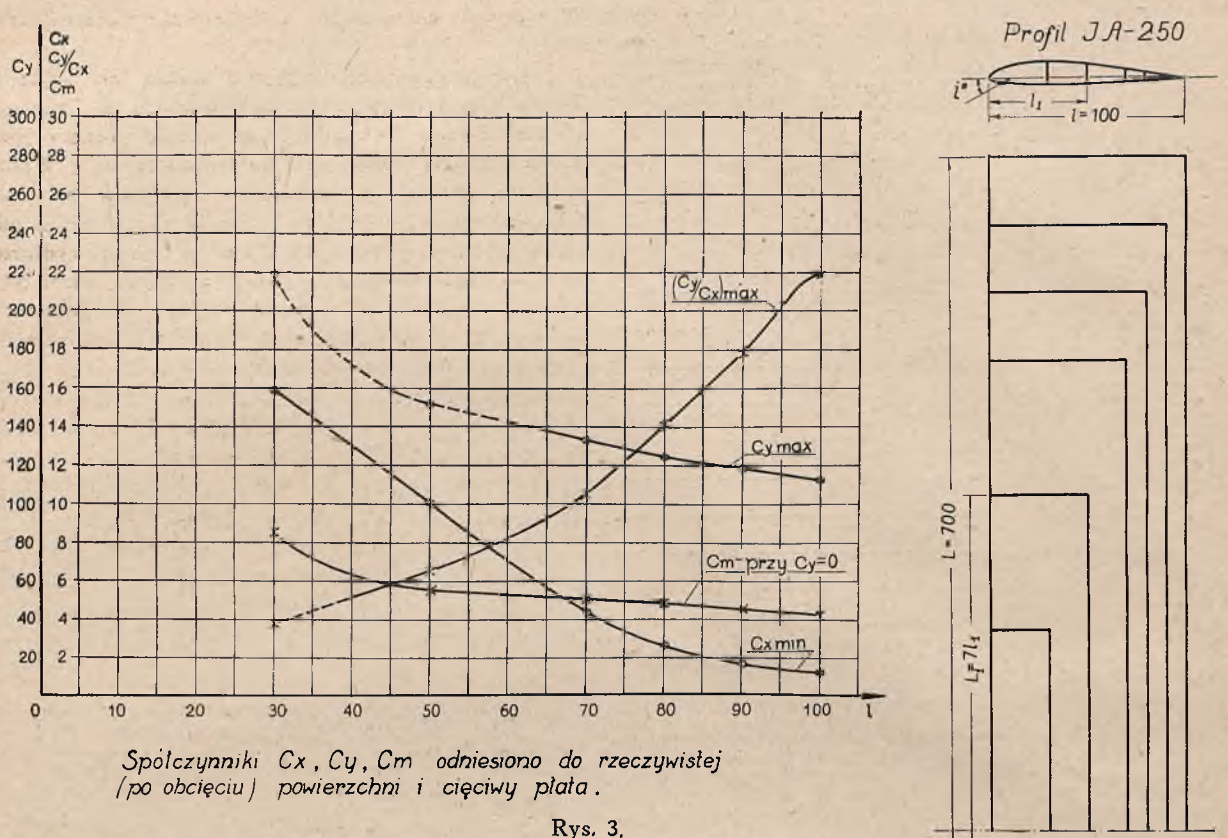
Przy projektowaniu skrzydła, ważną jest rzeczą dobranie odpowiedniej głębokości wycięcia — mierzonej wzdłuż cięciwy. Oświetlają tą sprawę pomiary, przeprowadzone w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie, nad płatem prostokątnym o profilu I. A — 250. Cięciwa tego płata była stopniowo skracana, przez odcinanie części przy krawędzi ujścia, przyczem wydłużenie jego pozostawało stale to samo $\lambda = 7$ (rozpiętość odpowiednio zmniejszano — patrz rys. 3). Na załączonym wykresie (rys. 3) podane jest zestawienie wyników tych pomiarów. Widzimy, że minimum oporu, przy małych skróceniach cięciwy, rośnie dość wolno — przy dalszem zaś skracaniu przyrosty spółczynnika C_x są już znaczne. Spółczynnik C_{max} i C_m — przy $C_y = 0$ rosną w miarę skracania cięciwy, gdyż na przód płata przypada większa część siły nośnej, dlatego też odcięcie tylnej jego krawędzi mało wpływa na wielkość samej siły, powierzchnia zaś, do której odnosimy wartości tych spółczynników maleje. Przy dużych skróceniach cięciwy płata, maksymalna wartość stosunku C_y/C przypada



Rys. 2.

---

[1]) Odpowiednie pomiary były przeprowadzone w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie.



Spółczynniki Cx, Cy, Cm odniesiono do rzeczywistej (po obcięciu) powierzchni i cięciwy płata.

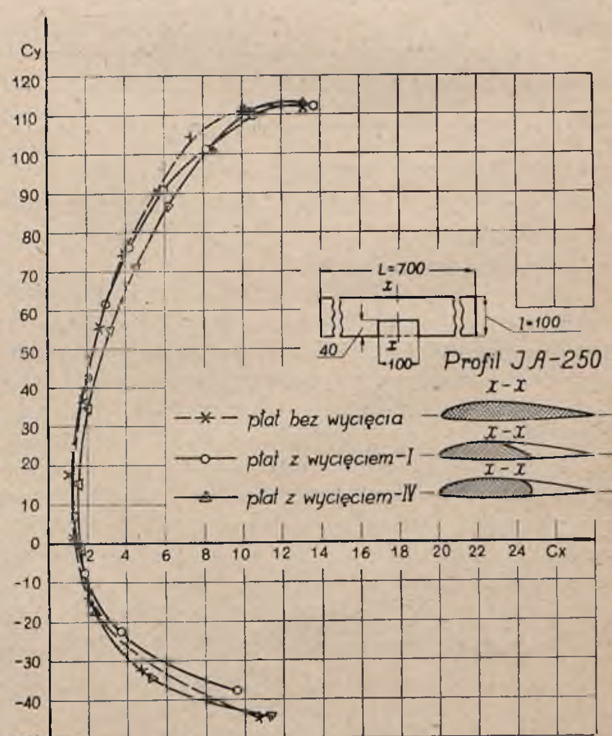
Rys. 3.

dla coraz większych kątów natarcia, poza tem zaś daje się zauważyć (na dużych kątach natarcia) raptowne oderwanie strug, opływających wierzch profilu, co powoduje gwałtowny spadek siły nośnej.

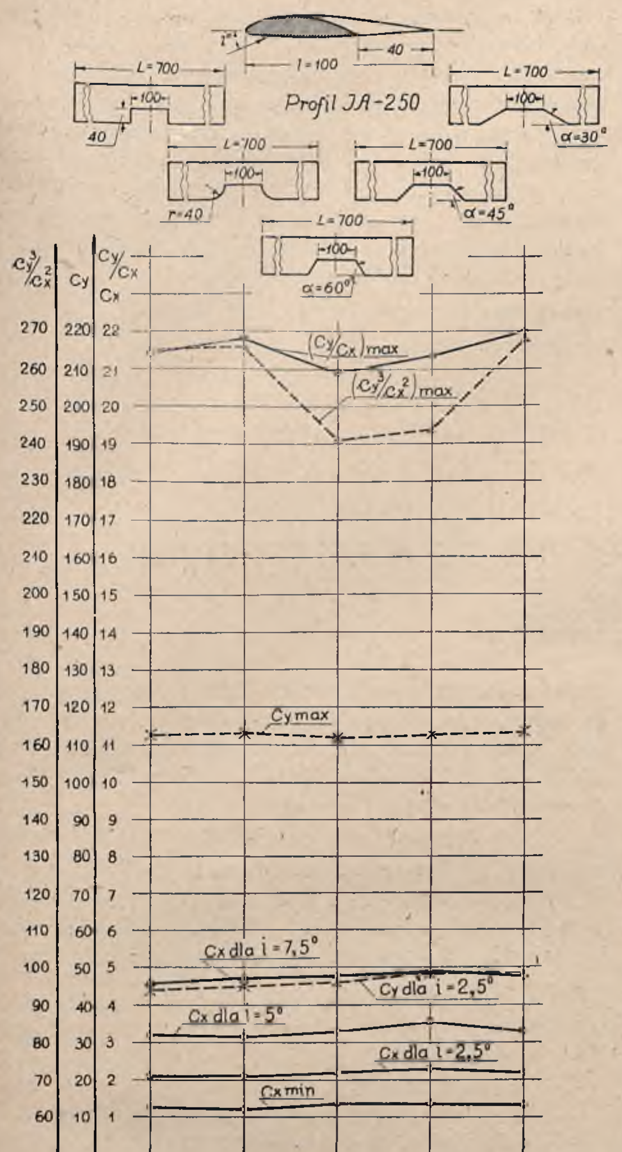
Wpływ zastosowania różnych kształtów profilu, w zwężonej przez wycięcie części płata na jego właściwości aerodynamiczne, wykazuje nam wykres umieszczony na rys. 2 [1])

Daje on nam zestawienie wyników pomiarów przeprowadzonych nad płatami o dużem prostokątnem wycięciu (wycięcie takie może być np. zastosowane ze względu na potrzebę utworzenia miejsca dla śmigła cisnącego). Kształt wycięcia w widoku z góry we wszystkich płatach był jednakowy, zmieniał się zaś tylko profil zwężonej części. Dla porównania na rys. 2 podane też są odpowiednie dane pomiarowe, dotyczące płata bez wycięcia. Z wykresu tego widzimy, że przy zastosowaniu w zwężonej części płata profilu I — najbardziej nośnego osiągamy najlepsze wyniki, bo jak $(C_y/C_x)_{max}$, $(C_y^3/C_x^2/_{max})$ tak i spółczynniki oporu i wyporu bardzo nieznacznie różnią się od odpowiednich wartości dla tegoż płata bez wycięcia. Najgorsze zaś wyniki otrzymujemy przy zastosowaniu w zwężonej części płata profilu najmniej nośnego III. Poza tem stwierdzamy, że jak ma-

[1]) Odpowiednie pomiary były przeprowadzone w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie.



Rys. 4.



Rys. 5.

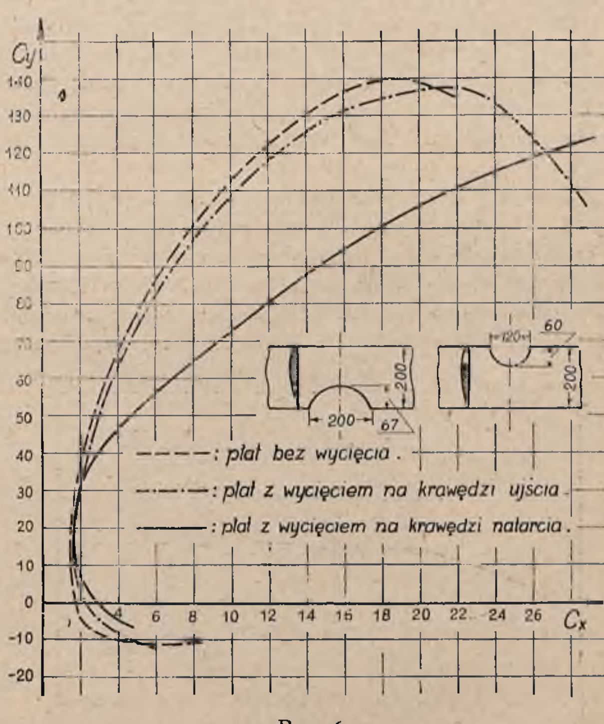
ksymum siły nośnej, tak i moment względem krawędzi natarcia płata przy $C_y = O$, zmieniają się, we wszystkich uwidocznionych na rys. 3 wypadkach bardzo nieznacznie. Należy tu podkreślić, że zastosowanie właściwego profilu w zwężonej części płata ma bardzo duży wpływ na właściwości aerodynamiczne całego skrzydła, bo w razie pozostawienia w tem miejscu profilu samego płata maksymum stosunku C_y/C_x spada z 21,5 na 17, a maksymum C_y^3/C_x^2, warunkujące wysokość pułapu i prędkość wznoszenia się płatowca, spada z 265 na 180 — czyli o ~ 32%.

Dla wyraźniejszego uwidocznienia wpływu kształtu profilu, w zwężonej części płata, na jego właściwości aerodynamiczne, podane są na rys. 4 biegunowe dwuch płatów z wycięciami oraz biegunowa płata bez wycięcia. Widzimy tu wyraźnie, że biegunowa płata z wycięciem, którego zwężona część posiada profil bardziej nośny—I, pokrywa się prawie zupełnie z biegunową płata bez wycięcia.

Wykres na rys. 5 wykazuje zależność, właściwości aerodynamicznych płata z wycięciem, od kształtu samego wycięcia [1]).

Profile, zwężonej części wszystkich rozpatrywanych tu płatów, były jednakowe. Należy jeszcze zaznaczyć, że spółczynniki siły nośnej C_y i oporu C_x podane, jak na wykresie rys. 5, tak i na innych wykresach tego artykułu, są odniesione we wszystkich przypadkach do rzeczywistej powierzchni płata. Z wykresu — rys. 5 — widzimy, że najkorzystniejszym kształtem wycięcia jest wycięcie z brzegami półokrągłemi. Polepszenie zaś właściwości aerodynamicznych płatów o dużych wycięciach — $\alpha = 45^0 \div 30^\circ$ — należy tłumaczyć tem, że wtedy wydłużenie modelu dość znacznie wzrasta, co pociąga za sobą zmniejszenie oporu indukcyjnego, a tem samem zmniejszenie całkowitego oporu oraz wzrost wartości stosunków C_y/C_x i C_y^3/C_x^2.

Żeby można było zdać sobie sprawę z całokształtu wpływu wycięć w płacie na jego właściwości aerodynamiczne, rozpatrzmy jeszcze płat z wycięciem wykonanem w jego przedniej części. Odpowiednie pomiary były przeprowadzone w Laboratorjum Aerodynamicznem w Göttingen [2]). Z pomiarów tych wynika, że takie wycię-



Rys. 6.

[1]) Odpowiednie pomiary były przeprowadzone w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie.

[2]) Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. III Lieferung.

cie, nawet małe, pogarsza bardzo znacznie właściwości całego płata, mianowicie: już przy niedużych kątach natacia, następuje oderwanie strug, opływających wierzch profilów środkowej części płata i opór całego skrzydła znacznie wzrasta. Na rys. 6 podany jest charakter zmiany biegunowej płata przy przedniem wycięciu.

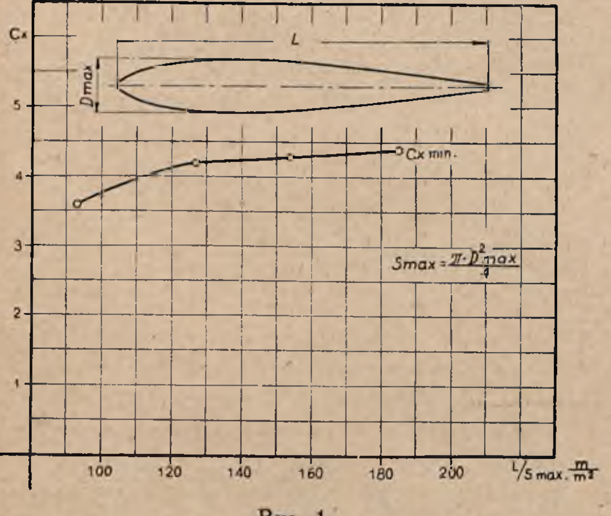
Przy dużych wycięciach w płacie, a właściwie przy zwężeniach środkowej jego części, pogorszenie biegunowej może być znaczne. Ten ujemny wpływ wycięcia pochodzi przedewszystkiem stąd, że siła nośna środkowej części (węższej) jest mniejsza, niż była poprzednio (przed wycięciem), a tem samem wykres rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości, wykazuje w środku płata zaklęśnięcie. Powoduje to oczywiście powstanie dodatkowego oporu indukcyjnego. Ten dodatkowy opór można bardzo znacznie zmniejszyć przez zwiększenie siły nośnej w zwężonej części płata, co się łatwo da uskutecznić albo przez umieszczenie w tym miejscu profilu bardziej nośnego, albo przez nadanie profilom tej części płata większego kąta natarcia. Tem się tłumaczy otrzymanie najlepszych wyników z profilem najbardziej nośnym—I (patrz rys. 3) umieszczonym w środkowej części płata. Jest to więc ogólna zasada prawidłowego oprofilowania zwężonych części płata.

Inż. MIKOŁAJ AWAŁOW
Asystent Instyt. Aerodyn. w Warszawie

Kilka uwag o oporze aerodynamicznym kadłubów

Omawianie właściwości aerodynamicznych kadłubów, potraktowanych jako oddzielna całość, t. zn. uniezależnionych od wpływu płatów, usterzeń i innych części płatowca, nie wyczerpuje całkowicie zagadnienia, lecz daje możność konstruktorowi poczynienia pewnych założeń bliskich rzeczywistości w obliczeniach wstępnych płatowca. Poza tem podobne potraktowanie zagadnienia daje tę korzyść, że ujawnia nam bezpośrednio wpływ kształtu geometrycznego kadłuba na właściwości aerodynamiczne płatowca.

Najlepszy oczywiście pod względem aerodynamicznym jest kadłub o kształcie kroplowym, jako posiadający najmniejszy opór. Wiemy o tem, że opór ciała umieszczonego w prądzie powietrza składa się z: 1) oporu wynikającego z rozkładu ciśnień oraz z 2) oporu tarcia powierzchniowego. Dla kształtu kroplowego opór



Rys. 1.

tarcia powierzchniowego stanowi przeważającą część oporu całkowitego, dlatego też zasadniczy wpływ na wielkość oporu posiada wielkość powierzchni modelu, przy zachowaniu zaś stałej wielkości przekroju maksymalnego — wymiar długości modelu.

Zeszyt V Prac I. A. (str. 168, 170, 172, 174) podaje materjał z pomiarów aerodynamicznych kadłubów o kształtach kroplowych, dla różnych długości modelów przy zachowaniu stałej wielkości przekrojów maksymalnych. Korzystając z tych danych można przedstawić zmianę $C_{x_{min}}$ $(i = 0^0)$ w funkcji stosunku $\frac{L}{S_{max}}$ (rys. 1), gdzie:

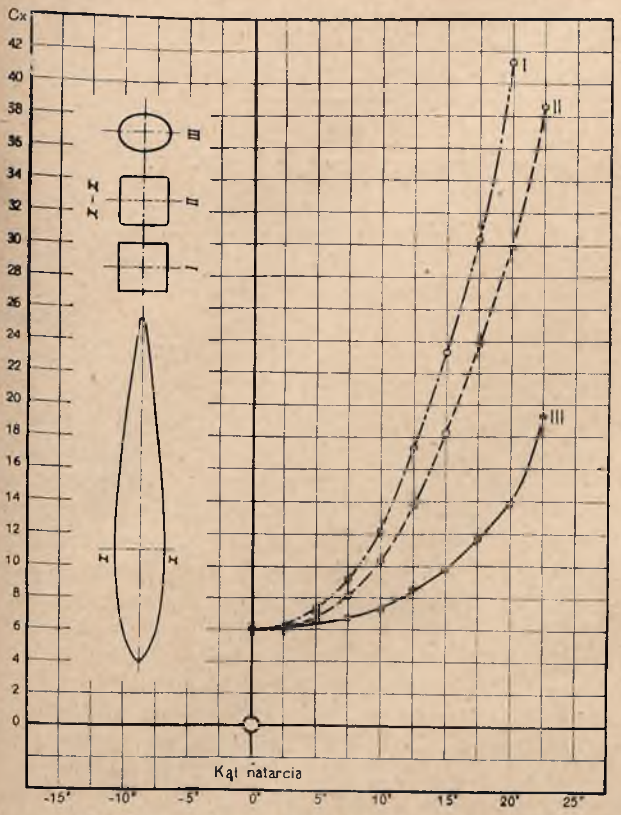
L — długość kadłuba,

S_{max} — największy przekrój poprzeczny.

Widzimy więc, że ze wzrostem powierzchni modelu spółczynnik oporu $C_{x_{min}}$ wzrasta, jednakże dość nieznacznie. Poza tem na podstawie danych zawartych w tymże wydawnictwie stwierdzamy, że zmiana przekroju kołowego na eliptyczny w kadłubach o kształcie kroplowym, przy zachowaniu tej samej długości modelu, wpływa na wzrost spółczynników $C_{x_{min}}$. Dla modelu o długości $L = 0{,}4$ m mamy wzrost spółczynnika oporu z $C_{x_{min}} = 4$ na $C_{x_{min}} = 6$ (str. 170, 176).

Przechodząc do rozpatrzenia kadłubów kroplowych o przekroju kwadratowym, stwierdzamy (Zeszyt V Prac I. A. str. 178, 180), iż opór tego kształtu da się zmniejszyć przez zaokrąglenie krawędzi. Uwidacznia się to specjalnie na większych kątach natarcia. Na rys. 2 podano krzywe $C_x = f(i)$ dla kilku kadłubów, przyczem stosunki $\frac{L}{S_{max}}$ były mniejwięcej jednakowe.

Krzywa I podaje opór modelu o przekroju kwadratowym i o krawędziach ostrych, krzywa II — opór te-



Rys. 2.

goż modelu o krawędziach zaokrąglonych, krzywa III — opór modelu o przekroju eliptycznym.

Rozpatrywane przez nas modele kadłubów posiadały dwie prostopadłe płaszczyzny symetrji, w praktyce zaś ze względów konstrukcyjnych kadłub posiada naogół jedną płaszczyznę symetrji i odbiega czasami dość znacznie od kształtu kroplowego. Wpływa to nieraz ogromnie na powiększenie spółczynnika oporu.

Porównajmy jeszcze ze sobą dwa modele kadłubów Nr. 23 (R. W. D. 3) i Nr. 24 (R. W. D. 4) (str. 212, 214 Zeszyt V Prac I. A.). Mają one te same wymiary, lecz kadłub R. W. D. 4 posiada inne oprofilowanie przedniej części, spowodowane odmiennym kształtem silnika. Wpływa to dość znacznie na obniżenie oporu tego kadłuba.

Czynnikiem decydującym jest w tym wypadku regularniejszy opływ powietrza dookoła przedniej części kadłuba, spowodowany bardziej ścisłem zachowaniem podobieństwa geometrycznego przekrojów poprzecznych kadłuba.

Również pewien wpływ na zmniejszenie spółczynnika oporu posiada odpowiednie oprofilowanie tylnej części kadłuba poza jego przekrojem maksymalnym. Doświadczenie tego rodzaju zostało wykonane z kadłubem o kształcie, jak na rys. 4, w którym oprofilowano woskiem spód modelu, poza jego przekrojem maksymalnym, mając na celu łagodniejszą zmianę przekrojów poprzecznych wzdłuż tylnej części kadłuba. Porównanie wyników pomiarowych mamy na rys. 4.

Krzywa I podaje opór modelu o spodzie płaskim, krzywa II — opór modelu o spodzie oprofilowanym.

Widzimy, że $C_{x_{min}}$ w przypadku II zmalało o 0,62. Sprawdźmy prowizorycznie w jakim stopniu poprawka ta wpłynie na zapotrzebowanie mocy pod warunkiem, że szybkość płatowca jest stała. Załóżmy dla uproszczenia, że płatowiec leci na kącie $C_{x_{min}}$, któremu odpowiada również $C_{x_{min}}$ kadłuba.

$C_{x_{min}}$ całego płatowca wynosi 32

S płata (modelu) — 0,049 m².

S_k kadłuba (modelu) — 0,00472 m².

$\Delta\ C_{x.k}$ — 0,62.

Obliczmy o ile się zmniejszy C_x dla całego płatowca przy oprofilowaniu spodu kadłuba.

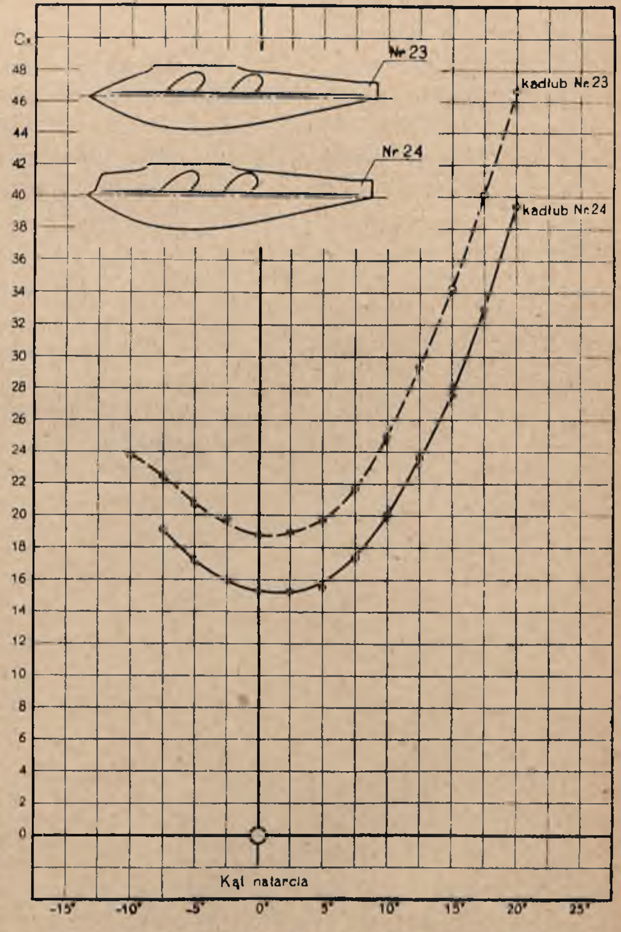
$$\Delta\ C_x = \frac{\Delta\ C_{x.k} \cdot S_k}{S} = \frac{0{,}62 \cdot 0{,}00472}{0{,}049} = 0{,}06$$

Oznaczamy przez:

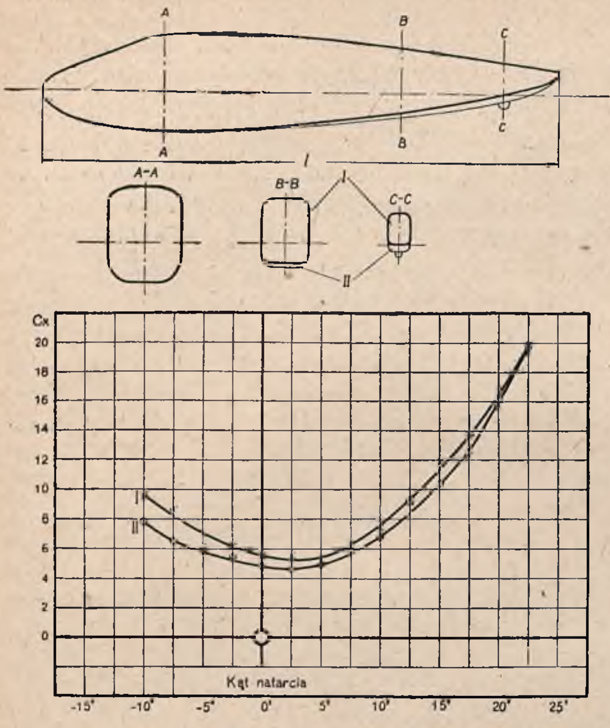
N — zużycie mocy w KM.

v — szybkość płatowca w m/sek.

η — sprawność śmigła.



Rys. 3.



Rys. 4.

W pierwszym wypadku mamy następujące równanie na moc:

$$\eta \cdot N = \frac{C_x}{100} \cdot \frac{v^2 \cdot \gamma}{2\,g} \cdot S \cdot \frac{v}{75}$$

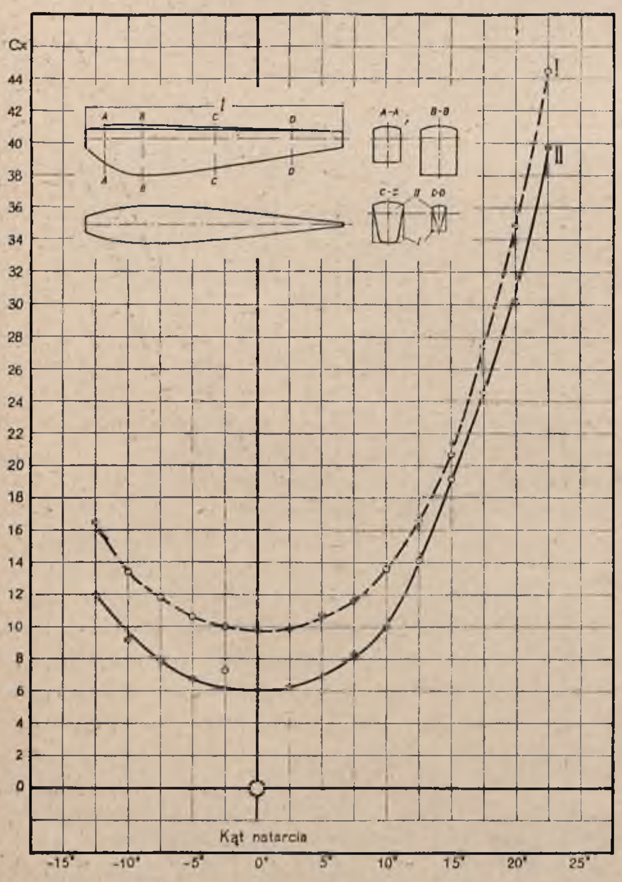
w drugim wypadku możemy napisać:

$$\eta \cdot N_1 = \frac{C_x - \Delta\, C_x}{100} \cdot \frac{v^2 \cdot \gamma}{2\,g} \cdot S \cdot \frac{v}{75}$$

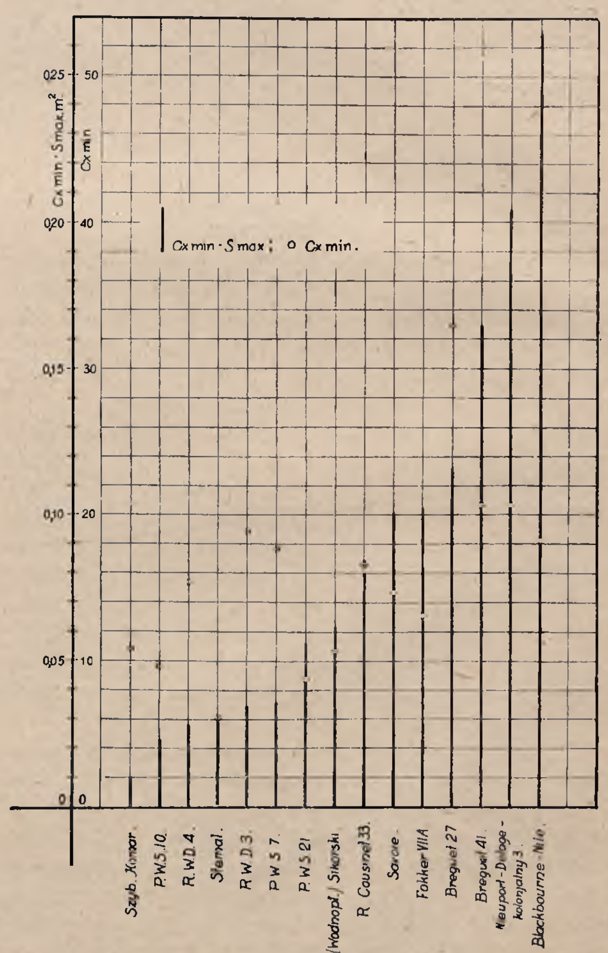
dzieląc stronami otrzymamy:

$$\frac{N_1}{N} = \frac{C_x - \Delta\, C_x}{C_x}\ ;\ N_1 = \frac{3{,}14}{3{,}2} \cdot N = 0{,}98 \cdot N.$$

Zyskaliśmy zatem 2% mocy, stosując tak niewielką przeróbkę jaką jest łagodniejsze oprofilowanie tylnej części kadłuba. Wpływ odpowiedniego oprofilowania kadłuba poza jego przekrojem maksymalnym ujawnia również wynik doświadczenia przeprowadzonego nad modelem Nr. 12 (str. 190 zeszyt V wydawnictwa I. A.). W kadłubie tym ścięto tylną część poczynając od jego przekroju maksymalnego w ten sposób, iż przekrój prostokątny przechodzi łagodnie w przekrój trójkątny. Wyniki pomiarowe podane są na rys. 5.



Rys. 5.



Rys. 6.

Krzywa I podaje opór modelu o przekrojach poprzecznych prostokątnych zachowanych wzdłuż całej długości, krzywa II — opór modelu o przekrojach przekształconych w tylnej części kadłuba.

Widzimy, że w tym wypadku otrzymalibyśmy znacznie większy zysk na mocy zapotrzebowanej. Przy współpracy płata z kadłubem podobne zaostrzenie spodu tylnej części kadłuba stwarza lepsze warunki spływu dla strug odchylonych poza płatem i opływających kadłub, dzięki czemu jeszcze bardziej zmniejsza się opór całego płatowca.

Jeśli chodzi o porównanie oporów kadłubów o różnych kształtach, to należy uwzględnić nie wielkość $C_{x_{min}}$, lecz odpowiedni dla danego kadłuba iloczyn $C_{x_{min}} \cdot S_{max}$.

W laboratorjum I. A. przeprowadzono szereg pomiarów oporów kadłubów różnych typów samolotów. Dla bardziej obrazowego zorjentowania czytelnika w materjale podajemy na wykresie (rys. 6) wartości $C_{x_{min}} \cdot S_{max}$ dla szeregu kadłubów przyczem wielkości przekrojów maksymalnych S_{max} tych modelów sprowadzono do wspólnej skali 1 : 20. Punktami zaznaczono wielkości spółczynników $C_{x_{min}}$ dla danego kadłuba. Skala tego wykresu nie pozwala na podanie wielkości $C_{x_{min}} S_{max}$ dla kadłuba wodnopłatowca D. O. X, która wynosi 1,342 i $C_{x_{min}} = 23{,}95$ (skala modelu 1 : 20).

Reasumując wnioski z powyższych uwag o oporze aerodynamicznym kadłubów możemy stwierdzić, że:

1) Opór kadłuba (przy zachowaniu danego kształtu, oraz przekroju maksymalnego) zależy od stosunku wymiaru długości do pola największego przekroju.

2) Opór aerodynamiczny da się zmniejszyć w kadłubach o przekroju prostokątnym przez zaokrąglenie krawędzi, i naogół tem więcej — im większe jest zaokrąglenie.

3) Opór aerodynamiczny kadłuba da się jeszcze zmniejszyć przez ukształtowanie tylnej jego części, w sposób pozwalający na regularny opływ strug powietrza, odchylonych poza płatem.

Dr. inż. STEFAN NEUMARK

W sprawie artykułu inż. Z. Ciołkosza „Wpływ ciągu śmigła na stateczność podłużną samolotów"[1]

Artykuł, który ukazał się pod powyższym nagłówkiem w październiku r. ub., zawiera w swej skądinąd nader interesującej treści tyle nieścisłości, że uważam za konieczne poddać go szczegółowej dyskusji.

Zarzuty moje podzielę na trzy grupy:

A) zasadnicze nieporozumienie co do treści zagadnienia,

B) merytoryczne zastrzeżenia co do założeń i rozumowań,

C) sprostowania wzorów i rachunków.

A.

Już sam nagłówek artykułu — wraz z uwagami, podanemi we wstępie — wprowadza nieporozumienie, które częściowo tylko można złożyć na karb wadliwej terminologji. Jak wiadomo, ciągiem śmigła (traction, Schraubenzug, thrust) nazywamy siłę osiową, wywieraną przez otaczające powietrze na śmigło i przenoszoną z niego za pośrednictwem wału i łoża silnikowego na masę płatowca. Siła ta, odgrywająca dla samolotu rolę siły pociągowej, stanowi podstawowy czynnik w ruchu postępowym (ruchu środka ciężkości), natomiast w zakresie równowagi i stateczności podłużnej, t. j. przy rozważaniu momentów względem osi poprzecznej, wpływ jej jest naogół drugorzędny i sprowadza się do nikłego najczęściej momentu, równego iloczynowi ciągu przez nieznaczne zazwyczaj ramię względem środka ciężkości. Tem niemniej moment wspomniany bywa normalnie uwzględniany w obliczeniu samolotu, szczególniej zaś ma to miejsce wtedy, gdy oś śmigła przebiega daleko od środka ciężkości (przypadek ten jest wspomniany przez Sz. Autora we wstępie). Wbrew jednak wyrażonemu w owem miejscu zdaniu Autora, wpływ ciągu (t. zn. ściślej: momentu ciągu względem osi prostopadłej do płaszczyzny symetrji, a przechodzącej przez środek ciężkości) nie sprawia żadnych trudności w obliczeniu — nawet w przypadku „nieortodoksalnym", gdy ramię jest bardzo znaczne (np. w niektórych wodnopłatowcach); wartość liczbowa ciągu jest bowiem dla wszystkich kątów natarcia znana, o ile dysponujemy aerodynamiczną dokumentacją płatowca, ramię zaś wynika wprost z założeń konstrukcyjnych. Prawdziwe nieporozumienie zaczyna się jednak dopiero z chwilą, gdy po przejrzeniu całego dalszego artykułu stwierdzimy, że niema w nim wogóle mowy o wspomnia-

[1]) Wiadomości Techniczne Lotnictwa, Rok I, Nr. 2 (październik 1933), str. 48/60.

nym momencie ciągu (na str. 59, w wierszu 19-ym pierwszej szpalty, Autor twierdzi nawet, że „pomija go celowo"), a jedynie o wpływie strumienia zaśmigłowego (souffle d'hélice, Luftschraubenstrahl, slipstream) na działanie usterzenia poziomego; przytem Autor na każdym kroku mówi jednak o „ciągu śmigła", a nawet o „szybkości strumienia w ciągu śmigła", które to ostatnie wyrażenie jest już zupełnie niezrozumiałe [2]). Należy przypuszczać, że w tych licznych miejscach Autor rozumie przez „ciąg śmigła" sam strumień zaśmigłowy; jednakże w innych miejscach „ciąg śmigła" oznacza u niego znowu siłę pociągową [3]) — zgodnie z ogólnie przyjętą terminologją. Nie będąc zwolennikiem przesadnej pedanterji terminologicznej, muszę jednak sprzeciwić się takiemu pomieszaniu pojęć — szczególniej dlatego, że doprowadza ono do istotnych błędów. Wracając bowiem znów do wstępu, znajdujemy tezę, że wpływ ciągu śmigła na stateczność będzie musiał być z konieczności uwzględniony pod grozą „faktów", gdy przystąpimy do budowy płatowców o silnikach umieszczonych „daleko popod lub ponad Śr. C. płatowca". Otóż zdanie to byłoby słuszne w odniesieniu do *wpływu momentu ciągu*, o czem jednak w artykule niema mowy, a co zresztą trudności nie nasuwa; jest natomiast zupełnie fałszywe, gdy chodzi *o wpływ strumienia zaśmigłowego na usterzenie*, który to wpływ odgrywa istotną rolę nieomal zawsze, w każdym razie właśnie dla samolotów typu „ortodoksalnego", mógłby być natomiast pominięty chyba tylko w wyjątkowych konstrukcjach, gdy oś śmigła przebiega daleko od usterzenia (nie od środka ciężkości!)

B.

1. Na początku artykułu Autor omawia najpierw opublikowane dotąd metody innych badaczów, mające na celu uwzględnienie wpływu strumienia zaśmigłowego na stateczność podłużną. Na pierwszem miejscu podana jest *metoda Warner'a*, przytoczona prawie dosłownie za źródła [4]) wraz z temi samemi, co w oryginale, komentarzami. Metoda polega na dość nieścisłem, ale dopuszczalnem (jako skrajne) założeniu, że prędkość powietrza V_s w strumieniu zaśmigłowym w locie z silnikiem jest stała, t. j. niezależna od prędkości lotu, w czem wyraża się znany fakt, że przy małych prędkościach lotu dodatkowe prędkości strumienia, pochodzące od reakcji śmigła, są stosunkowo większe. Uczyniwszy jednak z niezbędnemi zastrzeżeniami to założenie, Autor wyprowadza za Warner'em warunek stateczności podłużnej w ten sposób, że

[2]) Por. np.: str. 48, szpalta 2, wiersz 22 od dołu
str. 49, szpalta 1, wiersz 3 od góry,
str. 50, szpalta 1, wiersz 24 od dołu,
str. 50, szpalta 2, wiersz 29 od dołu,
i t. d.

[3]) Np. str. 53, szpalta 1, wiersz 5 od dołu.

[4]) E. P. Warner, Aerodynamics. New York (Mc Graw-Hill) 1927, str. 367/370.

różniczkuje moment aerodynamiczny, pochodzący od płata i usterzenia łącznie, względem kąta natarcia, traktując prędkość w strumieniu zaśmigłowym, jako stałą, a *prędkość lotu — jako zmienną w taki sposób, by przy zmianie kąta natarcia siła nośna pozostawała wciąż stała i równa ciężarowi samolotu.* Otóż różniczkowanie to, zresztą poprawnie wykonane, nie ma żadnego fizycznego sensu w zastosowaniu do zagadnienia stateczności, i to ani w statycznem, ani w dynamicznem ujęciu tego zagadnienia. W rzeczy samej, przy ujęciu statycznem interesuje nas tylko zmiana momentu, powstająca niezwłocznie po wychyleniu samolotu o niewielki kąt z położenia równowagi, przyczem oczywiście nie można mówić o zmianie prędkości lotu, która jeszcze nastąpić nie mogła, a wyłącznie o zmianach wynikających z samej tylko zmiany kąta natarcia, t. j. o zmianie spółczynników momentów płata i usterzenia oraz ewentualnie o zmianie odchylenia strumienia zaśmigłowego. Zmiany prędkości lotu mają wprawdzie miejsce w czasie dalszego przebiegu zaburzenia, ale następują one dopiero stopniowo, w miarę zarysowywania się wtórnych dynamicznych skutków pierwotnego naruszenia równowagi; przytem nie mają one bynajmniej nawet tendencji do ustalenia nowej prędkości lotu, dającej siłę nośną równą ciężarowi przy pierwotnie zmienionym kącie natarcia, tylko — poprzez szereg wahań w jednym i drugim kierunku — zmierzają do przywrócenia prędkości początkowej, o ile oczywiście samolot jest stateczny. Dokładne dynamiczne ujęcie zagadnienia wyświetliło już dostatecznie tę sprawę i wyjaśniło, że siła nośna bynajmniej nie pozostaje stała, lecz ulega również wahaniom, powodując mniejsze lub większe przyśpieszenia masy samolotu w kierunku pionowym wgórę i nadół. Zmiana momentu, obliczona przez Warner'a, oraz wynikające z niej rzekome „kryterjum stateczności w locie z silnikiem" [5]), *nie oznaczają nic* w żadnem ujęciu zagadnienia, nie mogą nigdy służyć jako kryterja stateczności, i wątpliwe jest nawet, by mogły znaleźć jakąkolwiek fizyczną interpretację. Przytoczone różniczkowanie jest tylko ćwiczeniem rachunkowem — bez żadnej treści technicznej. Oczywiście zarzut ten kieruję przedewszystkiem przeciwko E. P. Warner'owi; Autor artykułu powtórzył tylko „verba magistri", zapewne na odpowiedzialność Warner'a. Wskutek tego jednak upadają odrazu wszystkie dalsze wnioski, wysnute za Warner'em z inkryminowanej nierówności, w szczególności zaś rzekoma „nieczułość" samolotu w locie prostolinjowym na położenie środka ciężkości, a także niesłuszna krytyka badań tunelowych wykonywanych przy stałej prędkości wiatru; badania te mogą podlegać różnorodnym zarzutom, ale nie tym właśnie, które w danym razie zostały postawione.

2. Z wysuniętych dalej, a opartych na poprzednio przytoczonej mylnej podstawie, wskazówek dla konstruktora [6]) pierwsza, podnosząca wpływ wielkości i położenia

[5]) Nierówność na str. 49 w szpalcie drugiej.

[6]) Str. 50, szpalta 1.

usterzenia na stateczność w locie z silnikiem i możność zaradzenia defektom przez zmiany tych czynników, jest truizmem, o którym nie wartoby nawet wspominać, gdyby nie to, że wiąże się on z niesłusznem zdegradowaniem roli umieszczenia środka ciężkości. Druga wskazówka że największych trudności ze statecznością w locie z silnikiem można oczekiwać przy wielkich prędkościach lotu, jest najczęściej słuszna, wynika jednak ona nie z fałszywej nierówności Warner'a, tylko z faktu, że samolot z nisko położonym środkiem ciężkości posiada przy małych kątach natarcia mniejszy statyczny spółczynnik stateczności, niż przy większych. Warner rozważa zresztą tylko najprostszy przypadek, gdy środek ciężkości leży na cięciwie płata, a wtedy znowu spółczynnik stateczności pozostaje prawie stały przy różnych kątach natarcia, i wskazówka jest znowu mylna albo conajmniej nieuzasadniona.

Autor krytykuje zresztą słusznie nieścisłość teorji Warner'a (niedokładność założenia co do stałości V_s, pominięcie „wydajności" i „zasłonięcia" usterzenia) i nie zaleca stosowania jego metody w praktyce konstruktorskiej. Należy jednak ustalić, że nie te nieścisłości, tylko zasadnicze błędy rozumowania obalają ową teorję i nie pozwalają na wyciąganie z niej choćby nawet jakościowych wniosków. Można chyba tylko wyrazić zadowolenie z tego, że mylna ta teorja, dotąd u nas prawie nieznana, została przez Autora wprowadzona na teren dyskusji, na którym może być raz na zawsze należycie zdyskwalifikowana.

3. Następne nieporozumienie powstaje w związku z pojęciem „wydajności" usterzenia [7]). Terminem tym Autor nazywa pewien spółczynnik zmniejszenia działania usterzenia, związany z położeniem tego ostatniego względem płatów i kadłuba. Nie jest jednak wyjaśnione, w stosunku do jakiego „normalnego" działania ma być odniesiony ów spółczynnik, w szczególności zaś — czy to normalne działanie ma być rozumiane z uwzględnieniem odchylenia strug za płatem oraz powiększenia prędkości w strumieniu zaśmigłowym, i jak ma być rozumiane to ostatnie. Autor podaje, że dla lotu bezsilnikowego wydajność waha się od 0,6 do 0,1 (chyba do 1?); otóż dolna granica 0 6 jest tak niezwykle niska, że niepodobna zrozumieć, w jakich konstrukcjach mogłoby się coś takiego przytrafić (pomiary tunelowe wykazują, że normalnie spółczynnik zmniejszenia waha się od 0,85 do 1). Dla lotu silnikowego Autor słusznie zaznacza, że część usterzenia, objęta działaniem strumienia zaśmigłowego, pracuje w innych warunkach, niż części pozostałe. W jakim jednak sensie „wydajność" tej pierwszej części ma spadać do 0 4, to pozostaje narazie zupełną zagadką. Byłoby to może niekiedy prawdziwe gdyby za działanie normalne przyjąć pracę usterzenia w strumieniu tuż za śmigłem, ale takie ujęcie byłoby bardzo niedogodne, mieszalibyśmy bowiem w ten sposób kilka odrębnych czynników, modyfikujących działanie usterzenia. W każdym razie tego rodzaju dane liczbowe są zupełnie bezwartościowe, a niekiedy nawet mogą wprowadzić w błąd, o ile nie towarzyszy im ścisłe rozgraniczenie i definicje omawianych pojęć.

4. Z kolei podaje Autor rozumowanie (zapewne swoje własne?) następujące [8]): Na miejsce używanego poprzednio spółczynnika siły nośnej usterzenia Lc_t [9]), odnoszącego się do prędkości w strumieniu zaśmigłowym V_s, wprowadzony zostaje nowy współczynnik Lc'_t określony wzorem:

$$Lc'_t = Lc_t \left(\frac{V_s}{V}\right)^2, \quad \ldots\ldots \quad (1)$$

inaczej mówiąc — odniesiony do prędkości lotu V. Wprowadzenie tego nowego spółczynnika, zwiększonego w stosunku kwadratu prędkości, ma niejako na celu dogodne uwydatnienie wpływu zmian, zachodzących pod działaniem śmigła w strumieniu powietrza. Jednakże w ten sposób wpływ ów nie zostaje bynajmniej uwzględniony całkowicie, gdyż — za wyjątkiem jednego tylko kąta natarcia — działanie śmigła nietylko zwiększa prędkość, ale jednocześnie zmienia też kierunek przepływu, zawsze zaś zakłóca jego regularność i symetrję. Przekształcenie (1) nie ujmuje tedy całości zagadnienia, a spółczynnik Lc'_t znowu nie ma żadnego znaczenia fizycznego. Autor stwierdza, że w myśl (1) warunek $Lc_t = 0$, pociąga za sobą $Lc'_t = 0$ (oczywiście!), poczem jednak czyni zupełnie niedozwolone podstawienie logiczne, uważając że spółczynnik Lc'_t charakteryzuje rzeczywiście zmienione działanie usterzenia w strumieniu zaśmigłowym. W związku z tem przytacza dawno zarzucony pogląd starszych niemieckich konstruktorów, jakoby zawsze miało być racjonalne umieszczenie środka ciężkości na linji działania wypadkowej siły aerodynamicznej płata, przy normalnym użytkowym kącie natarcia t. j. wyrównoważenie płatowca na tym kącie natarcia, bez udziału usterzenia. Znajdujemy tu fałszywe i sprzeczne z poprzedniem twierdzenie, że równości $Lc_t = 0$ oraz $Lc'_t = 0$ wtedy tylko zachodzą współcześnie, gdy środek ciężkości leży „daleko w tyle średniej cięciwy". Autor popełnia tu odrazu dwa błędy, z jednej strony zaprzeczając swej własnej tożsamości (1), z drugiej — zapominając o tem, że środek parcia tylko dla silnie wygiętych profilów, zajmuje przy normalnych kątach natarcia tak silnie wtył cofniętą pozycję. W dalszym ciągu zwalcza on zresztą tę zupełnie niepotrzebnie wysuniętą mylną koncepcję; powołując się na Technical Memorandum N. A. C. A. Nr. 551 [10]), stwierdza on, że

[7]) Str. 50, ostatni ustęp szpalty 1-ej i pierwszy ustęp szpalty 2-ej.

[8]) str. 50, szpalta 2 i dalej aż do str. 53 szp. 1.

[9]) jest to bardzo nieszczęśliwe zniekształcenie nieużywanego u nas, a dość już niezręcznego symbolu Warner'a

[10]) znane nam w Polsce z pierwszego źródła, jako artykuł W. Hübner'a „Stabilitätseigenschaften u. Steuerbarkeit d. deutschen Landflugzeuge" (ZFM 1929, str. 521/528).

praktyka nie potwierdziła założenia i wyprowadza wniosek, że „umieszczenie takie Śr. C. jest błędne i nie należy go stosować w praktyce". Jeżeli „umieszczenie takie" oznacza umieszczenie daleko ztyłu, to opinja jest słuszna; jeśli jednak, bardziej zgodnie z porządkiem logicznym, oznacza ono wyrównoważenie bez udziału usterzenia na użytkowym kącie natarcia, to *wniosek może okazać się zupełnie fałszywym*, o ile wziąć pod uwagę nowsze typy profilów o małej wędrówce środka parcia, szczególniej w przypadku odpowiednio korzystnego skierowania osi śmigła. Niema tu zresztą sprzeczności praktyki z teorją, tylko sprzeczność teorji i praktyki z błędami logiki.

Wyjaśniwszy powyższe sprzeczności, możemy już przejść do porządku dziennego nad mylnem rozumowaniem [11], które doprowadza Autora do zdumiewających twierdzeń, że „aby Lc'_t uczynić $= 0$, należy: 1) albo Lc_t uczynić $= 0$, co zgóry wykluczamy (!), 2) albo uczynić $V_s^2 Lc_t = V^2 Lc'_t$, ***czyli zbliżyć się do granicy najmniejszej różnicy szybkości lotu i szybkości strumienia w ciągu śmigła***". (!) [12].

Dalszy ciąg rozumowań Autora, przy omawianiu wykresów 2, 3 i 4, zawiera w części słuszne poglądy, na każdym kroku jednak jest zamącony przez wprowadzone poprzednio pomieszanie pojęć.

5. W dalszym ciągu Autor omawia metodę Bréguet'a [13], przyczem poza błędami rachunkowemi, o których mowa niżej, popełnia znowu dwa błędy. Najpierw twierdzi, że operowanie wzorem Bréguet'a jest dogodniejsze, gdyż „pozwala oszczędzić sobie pracy obliczania stosunku $\frac{V_s}{V}$", gdy tymczasem wzór ten polega właśnie na obliczeniu i wstawieniu wartości owego stosunku. Następnie wyraża Autor opinję że „niejasno wytłomaczony" i „bez bliższych komentarzy" wprowadzony spółczynnik zmniejszenia, zmieniający się od 0·5 do 1, oznacza „wydajność opierzenia". To ostatnie pojęcie jest teraz skomentowane wyraźniej, niż poprzednio, i ma ujmować zarówno wpływ umieszczenia opierzenia w stosunku do kadłuba, skrzydła, gondol, silnika i t. d., jako też odległości i położenia usterzenia względem śmigła. Otóż nie ulega żadnej wątpliwości, że przytoczony spółczynnik ujmować ma według Bréguet'a (i słusznie) jedynie tylko pokaźny wpływ odległości usterzenia od śmigła na prędkość w strumieniu zaśmigłowym; dlatego też przez spółczynnik ten zalecone jest mnożyć tylko drugi wyraz dwumianu

$$\left(1 + \frac{4\,S}{\pi\,D^2}\,C\right).$$

6. Badając następnie przepływ powietrza za śmigłem [14], Autor nazywa mylnie ruch śrubowy „spiralnym", poczem stwierdza, że w miarę wzrostu prędkości, słup powietrza ulega przewężeniu i zmniejszeniu przekroju, „jak to wynika z równania Bernoulli'ego". Otóż oczywiście zjawisko nie tłumaczy się bynajmniej równaniem Bernoulli'ego, tylko prawem ciągłości.

7. Po przytoczeniu interesujących wyników doświadczeń za Wats'em i Lachman'em, przechodzi wreszcie Autor do badań własnych, przyczem rozpoczyna od zapowiedzi, że wprowadzi „prosty wzór, który uwzględni lepkość strumienia powietrza", przyczem spodziewać się należy ujęcia we wzory zjawiska przedstawionego na rys. 5. Ku zdziwieniu czytelnika, wzór taki bynajmniej nie zostaje wprowadzony, natomiast omówione są różne „wydajności opierzenia", mianowicie spółczynniki μ, μ_1, μ_2 i μ_t, przyczem niepodobna dojść, co oznaczać mają poszczególne symbole i w jakim są ze sobą związku. Spółczynnik μ_1 ma uwzględniać „działanie ciągu śmigła", ale niewiadomo, czy chodzi tu o zmniejszenie prędkości w strumieniu zaśmigłowym wskutek naturalnego rozszerzania strumienia (które musi mieć miejsce w miarę wzrostu oddalenia od śmigła nawet dla nielepkiego ośrodka), czy o wpływ lepkości. Autor zapowiada „specjalne omówienie" tego spółczynnika μ_1, jednak i tym razem zawodzi oczekiwania. Rola spółczynnika μ_2 jest wyjaśniona (wpływ płata), ale dalej znowu niewiadomo, czy μ równa się iloczynowi $\mu_1\,\mu_2$ a zupełnie już niewiadomo, co oznacza spółczynnik μ_t, który ostatecznie figuruje w przykładzie liczbowym [15] i który w tym przykładzie jest iloczynem μ_2 przez jeszcze jeden nienazwany spółczynnik, ujmujący wpływ kadłuba oraz wykroju dla steru kierunkowego.

8. Wreszcie Autor podaje swój sposób obliczania „średniego ciśnienia dynamicznego i wydajności opierzenia, objętego działaniem ciągu śmigła"; opierając się na problematycznym wykresie 5, przedstawiającym prędkość w zewnętrznym obszarze strumienia zaśmigłowego (ograniczonym przez dwa stożki), jako linjową funkcję promienia, buduje schematyczny wykres 11 ciśnienia prędkości, złożony z dwóch łuków parabolicznych, poczem, wracając znów do nieszczęśliwego spółczynnika Lc'_t, w zagadkowy sposób otrzymuje wykres 12 „rozkładu wyporu", na którym zamiast łuków parabolicznych, pojawiają się znowu odcinki proste. Z kolei linja łamana zostaje zastąpiona przez wybitnie odbiegającą od niej elipsę, i w rezultacie otrzymujemy niewyraźną regułę [16], pozbawioną uzasadnienia teoretycznego i nie skonfrontowaną z doświadczeniem. Na zakończenie znajdujemy informację, że metoda ta została z dobrym skutkiem dwukrotnie zasto-

---

[11]) str. 51, koniec szpalty 1-ej.

[12]) Wykrzykniki i podkreślenia moje.

[13]) str. 53, druga połowa pierwszej szpalty i dalej aż do połowy 1-ej szpalty str. 54.

[14]) str. 54, szpalty 1 i 2.

[15]) str. 58, szp. 1, wiersz 9 od dołu; niewiadomo również czy we wzorze tym ma istotnie figurować V^2, czy też jest to błąd korektorski, a w rzeczywistości ma być V_s^2, jak na str. 58.

[16]) str. 58, wiersz ostatni i dalszy ciąg kursywą.

sowana w praktyce. Jeżeli zdać sobie sprawę, że ogromna większość dotąd zbudowanych samolotów, obliczana była tylko na stateczność w locie ślizgowym i też „dawała dobre wyniki", to będziemy mieli odpowiedź na jedyny pozornie poważny argument Autora.

C.

9. Pozwolę sobie wreszcie na wytknięcie pewnych błędów we wzorach i rachunkach. Na str. 53 znajdujemy fałszywy wzór na ciąg śmigła:

$$T = \frac{C_x \cdot S \cdot V^3}{16}; \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (2)$$

ciąg, równy oporowi, jest w rzeczywistości proporcjonalny do kwadratu prędkości. Możnaby tu podejrzewać błąd korektorski, albo przypuścić że T oznacza moc, niestety jednak kilka wierszy dalej wzór się powtarza z tym samym błędem i z wyraźnem zaznaczeniem, że mowa jest o ciągu śmigła, a — co gorsza — końcowe wzory 2-ej szpalty na tejże stronie zawierają konsekwencje wzoru (2) i są oczywiście sprzeczne zarówno z mechaniką jak z teorją wymiarów i teorją śmigła.

10. We wzorze na moment ze str. 49 brak czynnika, oznaczającego gęstość powietrza, natomiast w analogicznem równaniu na str. 57 i w dalszych wzorach znajduje się czynnik ρ, który zapewne ma właśnie oznaczać gęstość. Jeżeli już mamy przeszczepiać na nasz grunt niedogodne amerykańskie oznaczenia (po ustaleniu z trudem oznaczeń naszych), to przynajmniej należy to czynić bez błędów i w sposób zrozumiały.

11. Kwadratura powierzchni z rys 11 na str. 58, jest wykonana z licznemi błędami, przyczem trudno stwierdzić, które są winą Autora, a które — korektora. Nie przypisując celu i wartości całemu obliczeniu, można oszczędzić sobie trudu podawania wzorów poprawionych.

Inż. STANISŁAW OLSZEWSKI

Budowa sprężarki silnika Jupiter VII—F

Charakterystyka silnika:
Typ: 9 cylindrów w gwiazdę,
Chłodzenie powietrzem.
Kierunek obrotów w lewo (patrząc od tyłu silnika).
Stopień sprężania 5,3 : 1.
Normalna liczba obrotów 1775 obr./min.
Maksymalna liczba obrotów 1950 obr./min.
Moc nominalna przy normalnej liczbie obrotów:
na ziemi 500 KM,
na wysokości 9000' $=\infty$ 2750 m 480 KM.
Sprężarka o napędzie mechanicznym.
Przekładnia sprężarki 10 : 1.

Normalne ciśnienie ładowania mierzone za sprężarką 735 mm Hg.

Maksymalne ciśnienie ładowania sprężarki dopuszczalne przy starcie 810 mm Hg.

Pełny gaz nie może być dawany na ziemi, gdyż ciśnienie ładowania, nadmiernie wzrastając, spowodowałoby niedopuszczalny wzrost ciśnienia kompresyjnego i wybuchowego, oraz powstanie detonacji.

Normalne ciśnienie ładowania sprężarki utrzymujemy otwierając stopniowo przepustnicę w miarę wznoszenia się samolotu obserwując manometr, lub też zapomocą regulacji samoczynnej.

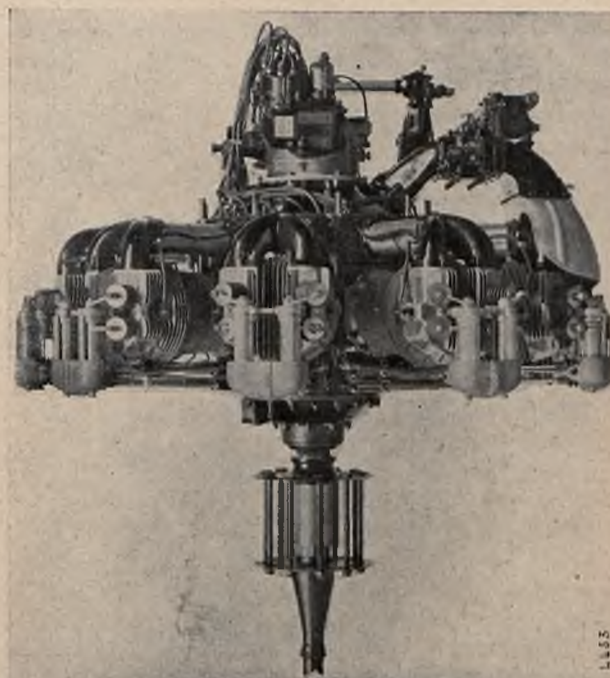
SPRĘŻARKA.

Sprężarka składa się z następujących zasadniczych części:

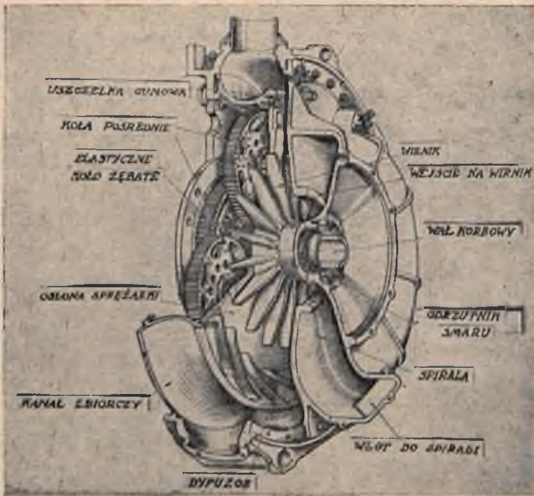
1. spirala ssąca,
2. wirnik,
3. kierownice,
4. napęd wirnika.

1. SPIRALA SSĄCA (rys. 2).

Spirala odlana ze stopu aluminjowego (6% miedzi) posiada wlot o przekroju prostokątnym, zakończony kołnierzem do przymocowania gaźnika, oraz wylot o przekroju kołowym.



Rys. 1. Silnik Jupiter VII—F.



Rys. 2. Zestawienie sprężarki.

W tylnej ścianie spirali umieszczone jest łożysko kulkowe podtrzymujące tuleję, na której osadzony jest wirnik. 10 śrub mocuje tylną pokrywę silnika z tylną ścianką spirali. Przednia ścianka spirali jest centrowana w karterze i przymocowana do niego śrubami.

Zadaniem spirali jest równomierne doprowadzenie mieszanki do wirnika na całym obwodzie. Kierunek nadany mieszance przez spiralę jest zgodny z kierunkiem obrotu wirnika, przez co zmniejsza się uderzenia przy wejściu mieszanki na wirnik.

2. WIRNIK (rys. 3).

Wirnik sprężarki wykonany jest z kutej, chromoniklowej stali o dużej wytrzymałości ($Kr = 100$ kg/mm²) ze względu na duże obroty. Posiada on 16 łopatek promieniowych. Piasta jest wewnątrz żłobkowana dla osadzenia wirnika na tulei.

Celem zmniejszenia wagi w przedniej części wirnika wykonane są wgłębienia w piaście między poszczególnemi łopatkami. W nowszej konstrukcji wirnika zamiast wgłębień wykonane jest pierścieniowe podtoczenie.

Szerokość i grubość łopatek wirnika maleje z odległością od osi.

3. KIEROWNICE (rys. 4).

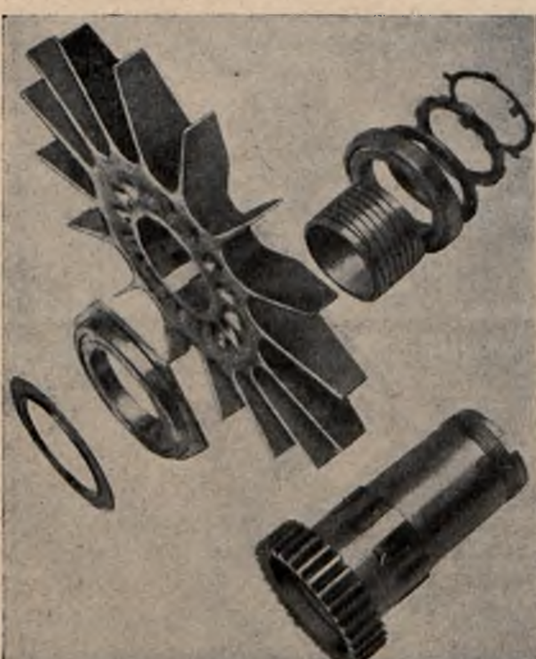
Kierownice w ilości 17 wykonane są ze stopu aluminjowego (6% miedzi) razem z pierścieniem, który centruje się w płycie, zwanej osłoną sprężarki i przymocowany jest do niej śrubami.

Zadaniem kierownic jest zamiana ciśnienia dynamicznego mieszanki wychodzącej z wirnika na ciśnienie statyczne w kanale zbiorczym i w rurach ssących. Bez zastosowania kierownic nastąpiłyby gwałtowne uderzenia mieszanki o ścianki kanału zbiorczego i wydzielanie się benzyny z mieszanki, oraz wzrost jej temperatury.

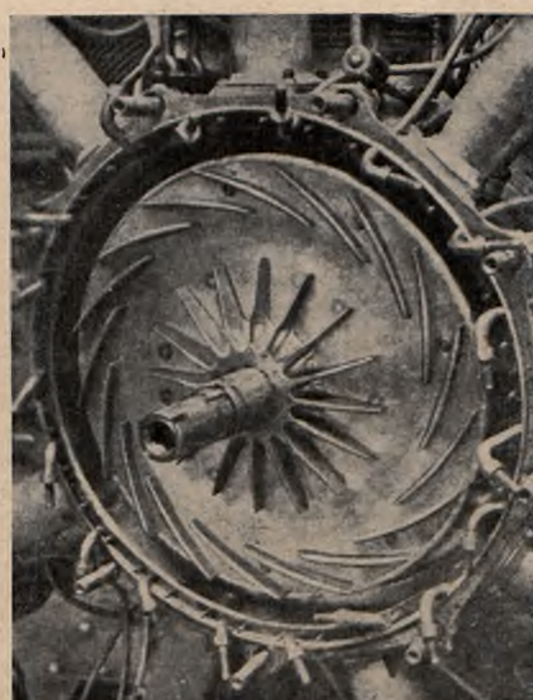
Osłona sprężarki jest uszczelniona w wewnętrznej części kanału zbiorczego zapomocą uszczelki gumowej i przymocowana do niej śrubami (rys. 2).

4. NAPĘD WIRNIKA (rys. 5).

Wirnik obraca się z szybkością 10 razy większą od szybkości wału korbowego silnika. Przy normalnych obrotach silnika 1775 obr./min. wirnik robi 17750 obr./min.



Rys. 3. Wirnik.



Rys. 4. Kierownice.

Cała przekładnia zębata, jak również i przednie łożysko kulkowe osadzone są na osłonie sprężarki (patrz rys. 5).

Przekładnia składa się z dużego koła zębatego o 85 zębach, wykonanego ze stali niklowej 5%-owej, zaklinowanego na wale korbówym, trzech kół zębatych o 18 zębach każde, 3 kół zębatych o 70 zębach, oraz koła zębatego o 33 zębach wykonanego z jednego kawałka z tuleją, na której osadzony jest wirnik.

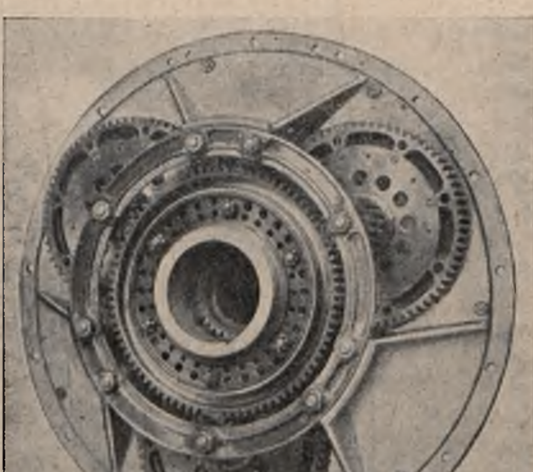
Zęby kół są cementowane i szlifowane. Koło zębate o 85 zębach zaklinowane na wale korbowym silnika napędza 3 małe kółka zębate przekładni pośredniej o 18 zębach każde. Małe koło zębate przekładni pośredniej wykonane jest łącznie z tuleją, na której zaklinowane jest koło zębate o 70 zębach. 3 koła zębate o 70 zębach zazębiają się z małym kółkiem o 33 zębach, wykonanym łącznie z tuleją, na której osadzony jest wirnik.

a) Duże koło zębate o 85 zębach (rys. 6).

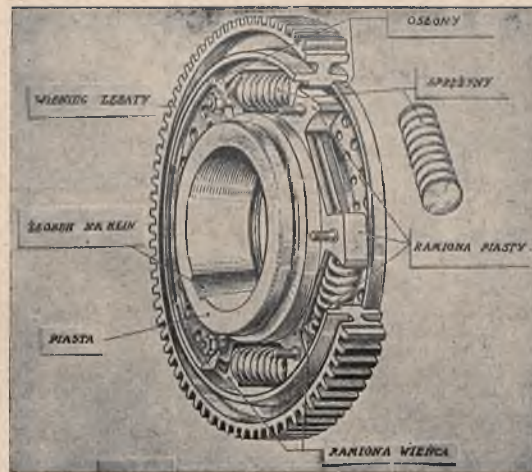
Duże koło, osadzone na wale korbowym silnika składa się z oddzielnego wieńca i piasty. Części te połączone są ze sobą za pośrednictwem 6-ciu sprężyn, umieszczonych między występami piasty i wieńca. Na końcach sprężyn umieszczone są talerzyki, które zapewniają im osiowe ściskanie, dzięki walcowej swej powierzchni. W tym celu występy piasty i wieńca posiadają powierzchnie cylindryczne.

Połączenie piasty z wieńcem zapomocą sprężyn ma na celu tłumienie nierównomierności biegu silnika, co jest konieczne ze względu na dużą przekładnię sprężarki (10 : 1).

Osiowe i promieniowe przesunięcia się piasty i wieńca są ustalone przez dwie osłony bronzowe, obejmujące występy piasty i wieńca połączone ze sobą śrubami przechodzącemi przez występy piasty (rys. 7).



Rys. 5. Napęd wirnika.



Rys. 6. Duże koło zębate — Zestawienie.

Występy na wieńcu są cieńsze od występów piasty, aby umożliwić dostateczne ugięcia się sprężyn, a zatem i przesuwanie się wieńca.

Występy piasty stykają się 6-ma wąskiemi paskami z wewnętrzną powierzchnią wieńca z odpowiednim luzem, pozwalającym na wzajemny ruch tych części.

Otwór w piaście jest stożkowy i posiada żłobek do zaklinowania piasty na wale korbowym. Piasta zabezpieczona jest zapomocą nakrętki okrągłej.

Na rys. 7 pokazane są części składowe dużego koła zębatego.

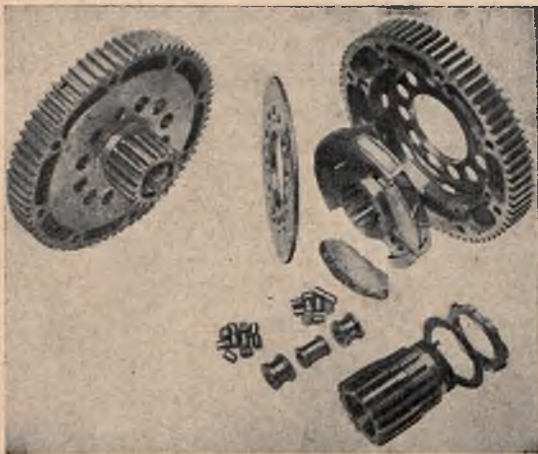
b) Przekładnia pośrednia (rys. 8).

Każde z 3-ch kół o 70 zębach przekładni pośredniej jest dzielone i posiada sprzęgło odśrodkowe dzięki któremu wieniec koła może się obracać niezależnie od małego kółka o 18-tu zębach, napędzanego od wału korbowego za pośrednictwem dużego koła zębatego ($z = 85$).

Działanie sprzęgła jest stopniowe. Przy nieruchomym silniku wirnik sprężarki może być obracany niezależnie od wału silnika, gdyż sprzęgło odśrodkowe nie działa przy b. małych obrotach silnika. Sprzęgło odśrodkowe stwarza możliwość poślizgu między kołami napędzanemi przez wał silnika i kołami napędzającemi wirnik.



Rys. 7. Duże koło ($z = 85$). Poszczególne części.



Rys. 8. Przekładnia pośrednia.

Ma to ogromne znaczenie przy raptownych zmianach obrotów silnika zapomocą otwierania lub przymykania przepustnicy. Obroty wirnika stopniowo rosną, lub maleją, dzięki temu poślizgowi. Przekładnia pośrednia (rys. 8) składa się tuleji z naciętemi 18-ma zębami, które tworzą małe koło przekładni pośredniej.

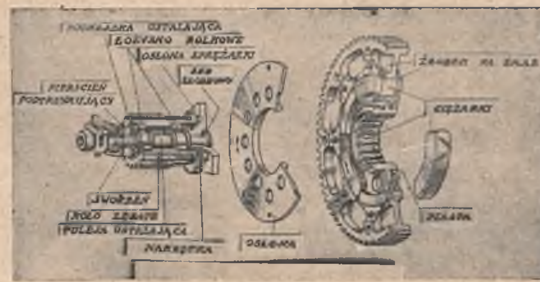
Na pewnej szerokości zęby te są ścięte i tworzą występy do zaklinowania piasty z 3-ma ramionami. Przejście od pełnych zębów do ściętych jest stożkowe. Oddzielny wieniec o 70 zębach osadzony jest obrotowo na tych trzech ramionach. Między ramionami znajdują się 3 ciężarki wykonane z bronzu. Ramiona piasty i ciężarki wchodzą do wytoczenia w wieńcu i zabezpieczone są od osiowego przesunięcia tarczą przymocowaną 8-ma śrubami do wieńca.

Piasta jest wewnątrz żłobkowana i wchodzi w odpowiednie występy na tuleji, dociśnięta jest zapomocą nakrętki, zabezpieczonej przeciw odkręcaniu się.

Tuleja obraca się w dwuch łożyskach rolkowych osadzonych na sworzniu (rys. 9).

Sworzeń umocowany jest z jednej strony w osłonie sprężarki, z drugiej zaś w pierścieniu przymocowanym do nadlewów osłony.

Łeb sworznia jest żłobkowany i wciśnięty w odpowiednie wgłębienia w osłonie sprężarki.



Rys. 9. Umocowanie przekładni pośredniej.

c) Małe koło ($z = 33$) rys. 3.

Trzy koła o 70 zębach przekładni pośredniej zazębiają się z kołem o 33 zębach, tworzącem całość z tuleją, na której osadzony jest wirnik.

Jak widać z układu kół zębatych napędu wirnika (rys. 5) wirnik obraca się w tę samą stronę, co i wał korbowy.

Tuleja łącznie z kołem zębatem i osadzonym wirnikiem, osadzona jest w 2-ch łożyskach kulkowych, z których przednie osadzone jest w osłonie sprężarki, a tylne w spirali ssącej.

Między kołem zębatem o 33 zębach, a przedniem łożyskiem kulkowem znajduje się pierścieniowy odrzutnik smaru.

Z drugiej strony przedniego łożyska kulkowego zaklinowany jest na tuleji wirnik. Za wirnikiem znajduje się pierścień bronzowy o spiralnych żłobkach na zewnętrznej stronie. Luz między pierścieniem bronzowym, a tylną ścianą spirali ssącej jest bardzo mały. Żłobki spiralne grają rolę uszczelnienia.

Dalej na tuleji osadzone jest tylne łożysko, a za niem pierścieniowy odrzutnik smaru.

Wszystkie te części są mocno dociśnięte nakrętką, zabezpieczoną przeciw odkręcaniu się.

Cały układ sprężarki jest wyważony dynamicznie na specjalnym przyrządzie optycznym.

Na napęd sprężarki zużywa się 30 KM przy 1775 obr./min. silnika i przy takiem otwarciu przepustnicy, przy którem moc silnika wynosi 396 KM.

Mjr. pil. inż. ALEKSANDER SIPOWICZ

Organizacja pracy w lotniczych warsztatach remontowych

Organizacją pracy nazywamy taki podział czynności, pomiędzy osoby wykonujące pracę, który powoduje pracę najbardziej wydajną przy najmniejszych możliwie kosztach jej wykonania.

Doświadczenie ustaliło, iż pracę wydajną i tanią można osiągnąć jedynie przez należyte przygotowanie samej pracy, materjałów i narzędzi, potrzebnych do jej wykonania, możliwie najdalej posuniętą specjalizację i harmonizację pracy poszczególnych wykonawców.

W artykule poniższym pomijam całkowicie wpływ należytego doboru narzędzi pracy, ograniczając się je-

dynie do rozpatrzenia wpływu organizacji pracy ludzkiej, na wydajność tej pracy.

Najczęściej stosowana dotychczas metoda pracy w warsztatach remontowych polegała na wyznaczeniu pewnej ilości ludzi (brygady), do przeprowadzenia remontu nadesłanego objektu. Grupa ta zwykle wykonywała prawie wszystkie czynności, związane z *remontem, wzgl. przekazywała do innych warsztatów czynności te, których wykonać sama nie mogła.* A więc grupa, składająca się z 2 — 3 ludzi, demontowała silnik, lub płatowiec, myła go i przystępowała odrazu do remontu, wypisując sama, w miarę potrzeby odpowiednie karty pracy i nakazy materjałowe. Stan taki powodował często przeciąganie się pracy na nieprawdopodobnie długi okres czasu, przedewszystkiem naskutek nieprzewidzianych zgóry braków zaopatrzenia, poza tem naskutek braku harmonizacji pomiędzy poszczególnemi warsztatami. Często mianowicie potrzebny warsztat wykonywał robotę mniej pilną, nie wiedząc do ostatniej chwili, jakiej b. pilnej pracy zażąda od niego warsztat pierwszy. Dawał się poza tem odczuwać brak specjalizacji robotników. Rzecz oczywista, że robotnik, który musi wykonywać setki różnych czynności, wymagających przytem wielkiej ilości narzędzi, nie może konkurować w wydajności pracy z innym robotnikiem, wykonywującym kilkakrotnie mniejszą ilość tych czynności, a więc bardziej wyspecjalizowanym.

Poza tem wyszkolenie robotników uniwersalnych jest znacznie trudniejsze do przeprowadzenia, w związku z czem, robotnik taki jest znacznie droższy.

W wypadku konieczności nagłego rozszerzenia warsztatu, okoliczność powyższa stanowi bardzo poważną przeszkodę do realizacji tego powiększenia.

Możliwie najdalej posunięta specjalizacja, wyeliminowanie z zakresu pracy robotnika wszelkich możliwych do wyeliminowania czynności umysłowych, daje jedynie gwarancję dobrej organizacji.

Samo przez się, uwagi powyższe dotyczą tylko większych warsztatów, gdzie przeprowadzenie specjalizacji jest możliwe, a nie dotyczą warsztatów rzemieślniczych, zatrudniających zaledwie parę osób.

Nauka o organizacji pracy podaje cztery warunki dobrej organizacji: 1) możliwie dokładna analiza pracy do wykonania, 2) opracowanie planu wykonania, 3) wykonanie pracy możliwie zgodne z wytycznemi planu, 4) porównanie wykonania z planem i wysnucie odpowiednich wniosków na przyszłość.

Określenie (analiza) pracy do wykonania w warsztatach remontowych polega na dokładnych oględzinach przedmiotów, przeznaczonych do remontu, sporządzeniu odpowiednich protokółów oględzin, wystawieniu odpowiednich kart pracy i nakazów materjałowych.

Pracę tę przeprowadza zwykle Dział Przygotowawczy Biura Technicznego Warsztatów. Oczywiście, żeby przeprowadzić oględziny danego przedmiotu złożonego, jakim jest np. płatowiec lub silnik, należy przedewszystkiem przedmiot ten zdemontować, części dokładnie wymyć, ułożyć w odpowiednim porządku, przygotować narzędzia do sprawdzenia zdatności użytkowej każdej części.

Dla zrozumiałej oszczędności pracy powyższej, jak i dalszej, pożądane jest, aby równocześnie była przygotowana do oględzin jak największa ilość (serja) objektów identycznych, przeznaczonych do remontu. Ilość ta jednak ze względu na ograniczony personel i lokal do dyspozycji nie może być zbyt duża, tak, że zwykle waha się w granicach od 5 do 10 sztuk.

Weźmy dla przykładu remont seryjny silników lotniczych Le Rhône 80 KM. Przypuśćmy, że serję obraną stanowić będzie 5 sztuk tych silników. Po przygotowaniu do oględzin tej serji w sposób wyżej omówiony, wyznaczeni do przeprowadzenia oględzin weryfikatorzy sporządzają protokół oględzin wzoru znanego z przepisu J. A. 2/Aer. Protokół taki sporządza się w tym celu, aby ustalić na papierze wszystkie wady do usunięcia w silnikach, czy to przez zamianę części zniszczonych, czy też przez remont uszkodzonych. W związku z powyższem w protokóle wyszczególniamy wszystkie te części, które należy wymienić lub naprawić.

Dla oszczędności pracy pisarskiej, pożądane jest, posługiwanie się protokółami, w których nazwy tych części są już wydrukowane (chociażby na powielaczu). Oczywiście niema celu powtarzać w protokóle wszystkich części katalogowych, jakie posiada dany silnik, wystarczy zaznaczyć tylko części, które ulegają częstym stosunkowo uszkodzeniom. Części uszkadzane bardzo rzadko można, w razie potrzeby, wypisać odręcznie w kilku, lub też kilkunastu rubrykach pustych, na ten cel specjalnie przeznaczonych. Równolegle z protokółem oględzin, wystawiane są odpowiednie karty pracy i nakazy materjałowe, wzorów znanych z J. A. 2/Aer. Protokół oględzin służy poza tem jako skorowidz, wystawionych kart i nakazów.

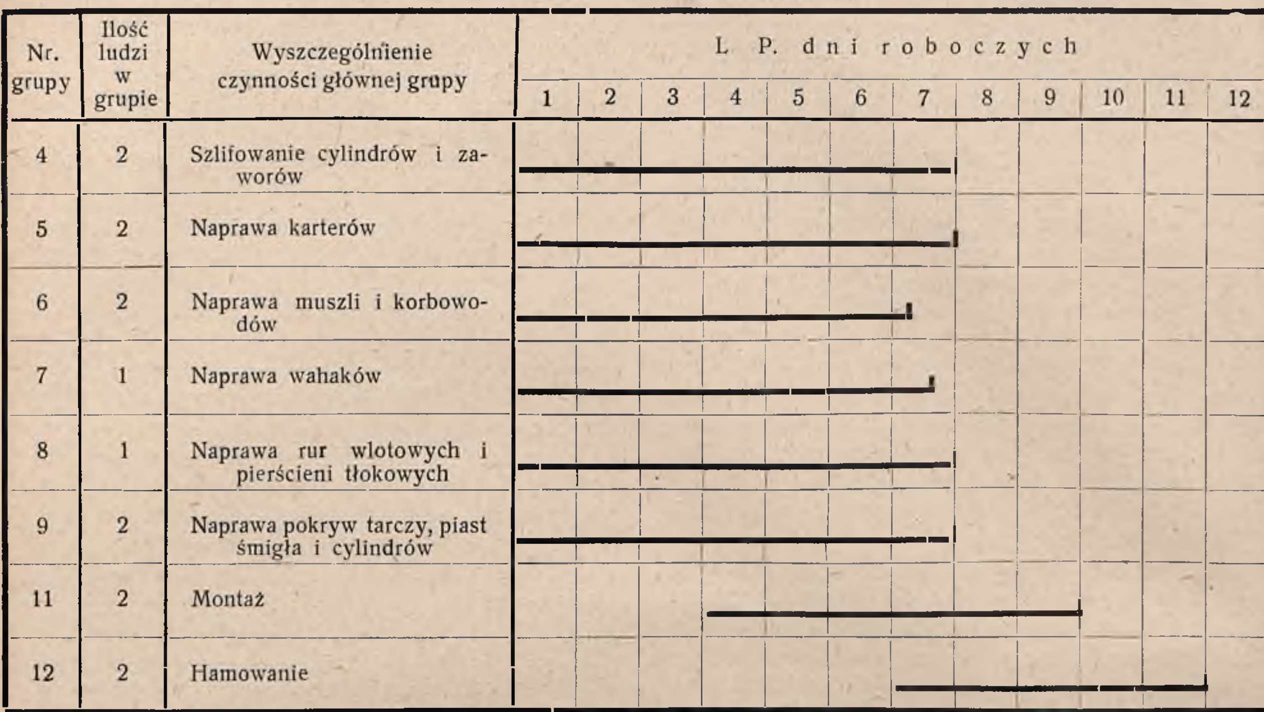
Również ze względu na oszczędność pracy pisarskiej, typowe prace, spotykane często przy remoncie danego typu silnika, mogą być ujęte w kartach pracy, z wydrukowanemi już czynnościami i wyznaczonym czasem na określoną czynność. Wówczas przy wypełnianiu kart pracy, pozostaje jedynie wpisanie cyfr, oznaczających liczby czynności dla danej serji i wystawienie sumarycznego czasu.

Zespół kart pracy i nakazów materjałowych, w ten sposób wystawionych, przedstawia na papierze dokładny obraz prac przy wykonaniu remontu danej serji. Na tem kończy się praca działu przygotowawczego.

Opracowanie planu wykonania należy do głównych obowiązków działu planowania biura technicznego. Plan opracowany przez ten dział winien być możliwy do wykonania w warunkach istniejących, t. j. dział planowania nietylko opracowuje sam plan, lecz i ustala możliwie prawdopodobny termin rozpoczęcia pracy, oraz zapewnia otrzymanie na termin potrzebnych materjałów i części zamiennych, przez współpracę z biurem materjałowem i odpowiedni rozdział pracy w poszczególnych działach warsztatowych.

W pracy swojej dział planowania posługuje się wykresami, drukami i tablicami, opisanemi niżej.

HARMONOGRAM NAPRAWY SERJI 4 SZT. SILN. LE RHÔNE 80 KM



Rys. 1.

Uważam, iż tylko 2 rodzaje wykresów są potrzebne i wystarczające dla pracy działu planowania:

1) harmonogram prof. Adamieckiego,
2) wykres planowania Gantta.

Idea harmonogramu jest następująca: jeżeli idzie o wykonanie pewnej pracy w czasie możliwie szybkim i charakter tej pracy pozwala na zaangażowanie do niej większej ilości sił roboczych, pracujących równolegle, to pożądane jest, aby okresy pracy poszczególnych stoisk pracy były możliwie równe. Zaletą takiego podziału jest to, że przy stale powtarzającym się remoncie, praca może posuwać się ciągle, powtarzając się stale dla danego stoiska. Innemi słowy, nie zajdzie potrzeba przerzucania ludzi z danego stoiska do innego, naskutek wyprzedzania przez pewne stoiska pracy innych.

Dla ilustracji powyższego, przytoczę sposób sporządzania harmonogramu przy seryjnym remoncie silników Le Rhône 80 KM.

Dział przygotowawczy sporządził protokół oględzin na remont serji 5 sztuk silników Le Rhône 80 KM, poczem skonstatował, iż jeden z tych silników podlega wybrakowaniu. Oczywiście karty pracy będą już wystawione tylko na remont pozostałych 4 sztuk. Dział planowania, po otrzymaniu tego zespołu, musi podzielić przewidzianą pracę, przypuśćmy pomiędzy 14 robotników, którzy remont tych silników mają uskutecznić. Przypuśćmy, że czas ogólny, przewidziany na remont tych 4 silników, wynosi około 700 godz./rob. Dla równomiernego rozdziału pracy, pożądane jest, aby dla każdego robotnika było przewidziane 700 : 14, t. j. około 50 godzin pracy. Jeżeli ze względu na konieczność bezpośredniego nadzoru słabszych robotników, ludzie, przeznaczeni do wykonania pracy muszą być łączeni w brygady, wówczas dla każdej brygady, stanowiącej jedno stoisko pracy, winna być przewidziana wielokrotność 50 godzin, zgodna z ilością ludzi w brygadzie.

Pierwszą więc czynnością działu planowania będzie ugrupowanie kart pracy w odpowiednie zespoły i rozdział ludzi do wykonania prac w tych zespołach.

Należy jeszcze zauważyć, że nie wszystkie brygady mogą rozpocząć pracę równocześnie. Dla zilustrowania, dokonanego podziału, jak i przesunięcia w czasie początków pracy poszczególnych stoisk, służy właśnie harmonogram prof. Adamieckiego.

Harmonogram ten w wypadku omawianym przedstawia się, jak następuje (rys. Nr. 1):

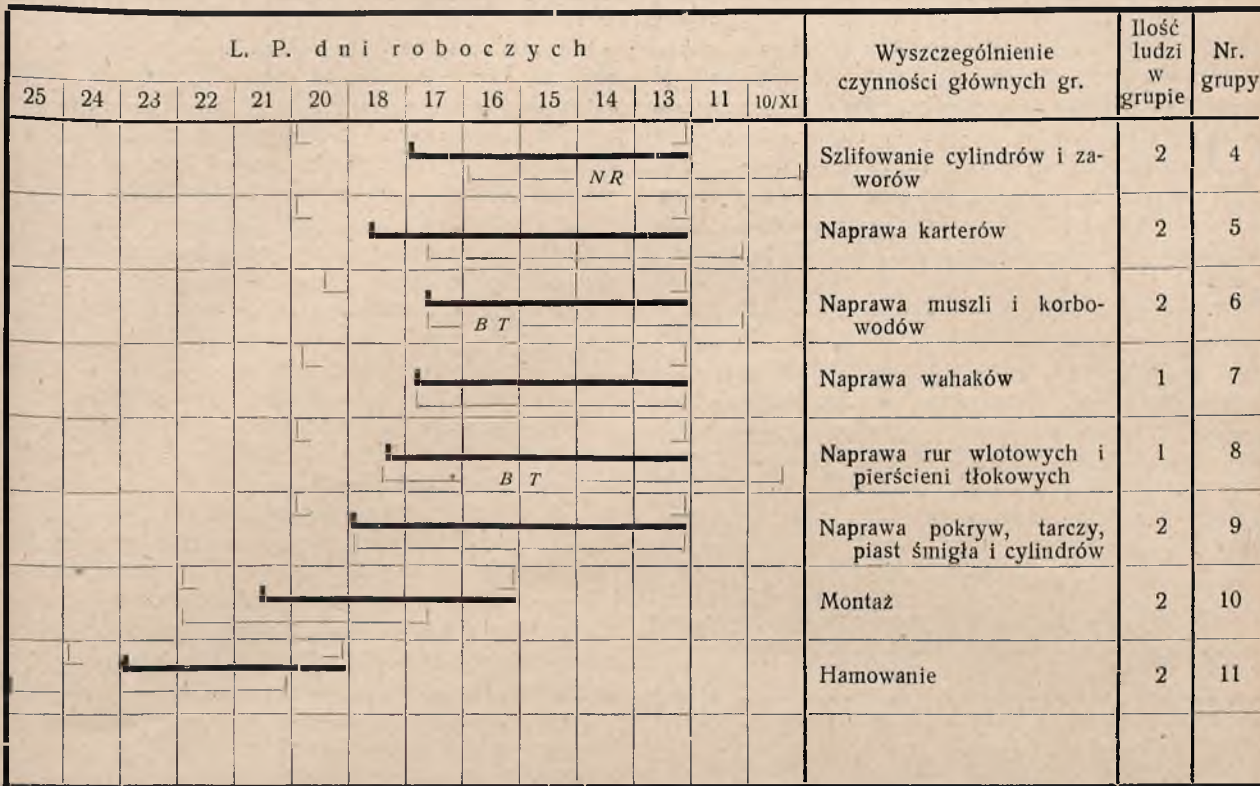
W pierwszych 3 rubrykach wyszczególniamy numer, skład i główne czynności każdej grupy.

Na harmonogramie, wziętym jako przykład Nr. pierwszej brygady oznaczony jest cyfrą „4", z tego względu, iż przy remoncie silników pierwsze 3 brygady, wykonywujące demontaż, mycie i weryfikację, do harmonogramu nie weszły.

Naprzeciw każdego stoiska pracy poprowadzony jest odcinek linji, długość którego w pewnej skali daje ilość dni roboczych stoiska, przewidzianych dla wykonania zadanej pracy.

Ostatnie 2 kreski są przesunięte, gdyż montaż, i hamowanie mogą rozpocząć się: pierwszy — po naprawie wszystkich części przynajmniej jednego silnika, drugi —

WYKRES PLANOWANIA SERJI SILNIKÓW Nr. 208 DLA 4 SZT. LE-RHÔNE



Rys. 2.

po zmontowaniu tego silnika. Pomimo wszystko na harmonogramie przytoczonym nie udało osiągnąć jednakowej długości wszystkich kresek. Okoliczność ta zwiększa pracę planowania, gdyż następny harmonogram musi wyrównać, w granicach konieczności, obciążenie poszczególnych brygad, czy to przez przesunięcie robotników, czy też przez dodatkowe obciążenie brygad, wyprzedzających inne.

Harmonogram, jako taki, może służyć za szkic planu wykonania, należy tylko ustalić możliwy termin rozpoczęcia pracy. Termin ten zależy przedewszystkiem od daty, kiedy brygady skończą pracę, poprzednio już zadysponowaną, następnie od daty, na którą może być dostarczony, brakujący w magazynie, a konieczny do wykonania, materjał. Przypuszczalną datę ukończenia poprzednio zadysponowanej pracy podaje tablica obciążenia. Datę możliwej dostawy materjału brakującego winno podać biuro zaopatrzenia, bez względu na to czy materjał otrzymany będzie w drodze bezpośredniego zakupu, czy też przez zaopatrzenie centralne. Jeśli materjał — brakująca część zamienna — ma być wykonana we własnym zakresie, datę jej wykonania ustala oczywiście bezpośrednio dział planowania przez kontrolę obciążeń odnośnych działów warsztatowych.

Dopiero po ustaleniu możliwego czasu rozpoczęcia pracy, tak ze względu na obciążenie, jak i ze względu na termin dostawy brakujących materjałów, dział planowania może sporządzić wykres planowania Gantta, odniesiony do właściwej daty.

Przykład takiego wykresu przedstawia rys. Nr. 2:

Jak widać z tego rysunku, przewidziany okres pracy poszczególnych brygad, zaznaczony jest haczykami, zwróconemi do siebie. Linja gruba, pod haczykami, wykreślana jest stopniowo po rozpoczęciu pracy i wykazywaniu jej postępu w raportach roboczych. Służy ona w zestawieniu z odległością międzyhaczykową do porównania, jaka część pracy jest już wykonana, wzgl. po wykonaniu — do zestawienia czasu faktycznie zużytego z czasem przewidzianym. Grubą linję nie należy kojarzyć z datami nad nią leżącemi, gdyż wykonuje ona wyłącznie 2 zadania wyżej wymienione.

Dla zobrazowania natomiast chronologicznego przebiegu, przewidzianej pracy, służy linja cienka, prowadzona już pod odnośnemi datami wykonania. Odcinki tej cienkiej linji pod poszczególnemi datami wykazują czas rzeczywiście poświęcony na daną pracę w danym dniu. A więc, jeżeli pewnego dnia praca przewidziana wykonywana nie była, pod datą nie będzie odpowiedniego odcinka cienkiej linji. Jeżeli innego dnia zamiast 2 robotników, przewidzianych planem, w danej brygadzie, pracować będzie 3-ch, należy odcinek z tej linji pod daną datą poprowadzić 1½-krotnie.

W ten sposób taki Ganttowski wykres planowania daje doskonały obraz graficzny planu i jego wykonania.

Zaznaczyć należy, że w odróżnieniu od klasycznych Ganttowskich wykresów planowania dla zakładów wytwórczych, wykres remontu może różnić się tem, iż praca niezawsze rozpoczyna się w czasie przewidzianym. Właśnie na rys. 2 widzimy przesunięcie początków linij cienkich względem odnośnego haczyka. Przy remoncie bowiem dokładność przewidywania jest ze względów zrozumiałych znacznie mniejsza, niż przy wytwarzaniu.

Poza tem nie zachodzi potrzeba stosowania zmiennej skali wykresu dla pracy tego samego stoiska, jak to dla wypadków bardziej skomplikowanych przewidział Gantt.

Przerwy w ciągłości wykonywanej pracy, dla upewnienia się, iż nie są one przeoczeniem kreślarza, oraz dla ogólnego zorjentowania się w powodach ich powstania, należy, zgodnie ze wskazówkami Gantta, oznaczać umówionemi symbolami. Przerwy w pracy w warsztatach lotniczych można zgrubsza odnieść do następujących przyczyn:

1) Oderwanie robotnika do pilnej pracy nieprzewidzianej —

symbol — *PN.*

2) Nieprzewidziana nieobecność robotnika — bez względu na to, czy jest usprawiedliwiona, czy nie —

symbol — *NR.*

3) Niesprzyjające warunki atmosferyczne przy oblataniu, lub hamowaniu —

symbol — *WA.*

4) Niezałatwienie odbioru przez nadzór techniczny, naskutek jego nieobecności czy też przeciążenia —

symbol — *NN.*

5) Braki i niedokładności techniczne, czy to naskutek złego wykonania przez robotnika, czy też braku potrzebnych materjałów, narzędzi i t. p. —

symbol — *BT.*

Na zakończenie opisu wykresu planowania, zauważmy, iż plan robót, przewidziany w J. A. 2/Aer., jako skorowidz, wydanych kart pracy i nakazów materjałowych, oraz formularz dla obliczania kosztów wykonania staje się naprawdę planem tylko wówczas, jeżeli, jako załącznik, posiada opisany wyżej wykres planowania.

Jak zaznaczyłem wyżej, pierwszą czynnością, przy wykonywaniu wykresu planowania jest ustalenie z możliwą dokładnością przypuszczalnego terminu rozpoczęcia prac. W tym celu konieczne jest stwierdzenie, kiedy potrzebni do pracy robotnicy wykonają pracę, poprzednio już zadysponowaną. Samo przez się, nasuwa się konieczność prowadzenia ewidencji obciążenia poszczególnych stoisk pracy.

Gantt zaproponował prowadzenie tej ewidencji pod postacią swoich wykresów obciążenia, podobnych zresztą do jego wykresów planowania.

Ganttowskie wykresy obciążenia w warsztatach remontowych są jednak bardzo trudne, i często niemożliwe do prowadzenia, a to ze względów następujących:

W warsztatach takich zdarza się z reguły bardzo dużo pilnych prac nieprzewidzianych. Niezawsze można sobie poradzić, trzymając odpowiednią rezerwę robotników na te prace. Poza tem terminy wykonania poszczególnych prac ulegają ciągłym przyśpieszeniom, gdyż z reguły praca na premję wykonuje się krócej, niż to bywa przewidziane. Przy remontach skrócenie takie waha się w znacznych granicach i nie może być przewidziane zgóry.

W związku z powyższem, bardzo uciążliwa, a często nie do wykonania jest ciągła korektura linij przewidzianych obciążeń wykresu Ganttowskiego i odnoszenie tej linji do linji obciążenia rzeczywistego.

Walcząc z powyższemi trudnościami, autor niniejszego artykułu, zastosował inną metodę prowadzenia ewidencji obciążenia, która w praktyce, nie nastręczając żadnych trudności w prowadzeniu jej, całkowicie speł-

Warsztat ....
....
Nr. stoiska ....

Nazwa stoiska (robotnika) ....

Data	Podstawa zmiany	Przychód	Rozchód	Stan	Kolejność i wielkość poszczególnych obciążeń
		O b c i ą ż e n i a			

Rys. Nr. 3

nia swoje zadanie. Jak już wspomniałem, głównem zadaniem takiej ewidencji jest ustalenie terminu ukończenia dla wykonywanej już pracy. Pośrednio, taka ewidencja winna służyć jako terminaż poszczególnych prac, ewent. jako terminaż dostawy, potrzebnych dla wykonania pracy, materjałów.

Otóż metoda autora polega na równoległem prowadzeniu t. zw. kartoteki obciążenia i tablicy obciążenia. Kartotekę obciążenia stanowi zespół kartek, wzór których podaje rys. Nr. 3.

Jak widać ze wzoru, każda kartka przeznaczona jest dla jednego robotnika, wzgl. o ile poszczególni robotnicy połączeni są w brygady, obsługujące stałe stoiska pracy — dla każdego stoiska.

Po otrzymaniu z działu przygotowaczego zespołu kart pracy i nakazów materjałowych, oraz opracowaniu planu wykonania, dział planowania przystępuje do obciążenia poszczególnych stoisk pracy.

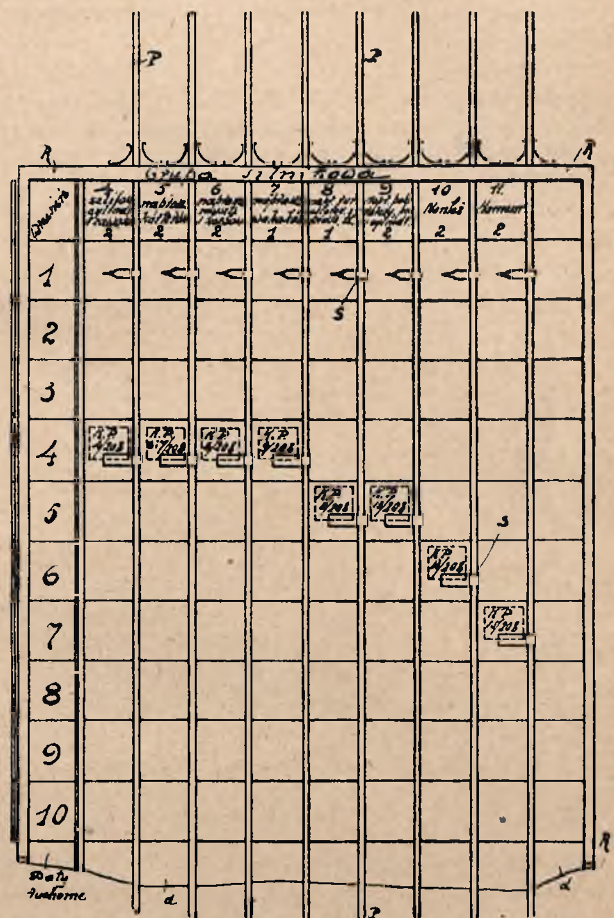
W tym celu suma godzin, przypadająca z planu wykonania danego zamówienia na dane stoisko, zostaje wciągnięta do kartoteki obciążenia tego stoiska na przychód.

Godziny przepracowane zostają na podstawie odnośnych raportów roboczych (patrz J. A. 2/Aer.) wypisane na rozchód. Tak samo w rubryce rozchodu należy wykazywać godziny zaoszczędzone, a to na podstawie zakończonych i przesłanych do działu planowania kart pracy, jako różnica godzin przewidzianych i rzeczywiście przepracowanych.

Jak widać ze wzoru kartek (rys. Nr. 3), obok sumarycznego stanu obciążenia znajduje się szeroka rubryka zatytułowana: „kolejność i wielkość poszczególnych obciążeń". W rubryce tej należy wymieniać przy każdej zmianie obciążenia oznaczenia kart pracy, które składają się na obciążenie sumaryczne, oraz ilości godzin, któremi poszczególne karty pracy w tem obciążeniu partycypują.

Prowadzona w ten sposób kartoteka obciążenia daje już przez proste stosunkowo przerachowanie możność ustalenia terminu ukończenia poszczególnych prac wzgl. całego zadysponowanego obciążenia. Jednak bezpośrednie posługiwanie się kartoteką obciążenia, jako terminażem jest kłopotliwe i może być powodem wielu mimowolnych przeoczeń i omyłek. Uzupełnieniem kartoteki, odgrywającem poza tem rolę doskonałego terminaża jest właśnie tablica obciążenia (rys. Nr. 4).

Jak widać z rysunku, tablica ta składa się z ramki *„R"*, szeregu równoległych prętów *(„p")* z siodełkami *„s"* i denka ramki *(„d")*. Pręty mogą przesuwać się w ściankach ramki, siodełka zaś mogą być nakładane w dowolnem miejscu każdego pręta. Siodełka posiadają konstrukcję identyczną z uchwytami świeczek choinkowych, jedynie zamiast gniazda dla świeczki uchwyt taki posiada boczne płaskie gniazdko dla kartki papieru. Na kartkach takich odnotowują się numery kart pracy do wykonania, wzgl. nazwy części, które w danym terminie muszą być dostarczone dla danego stoiska. Każdy pręt odpowiada jednej kartce kartoteki obciążenia,



Rys. Nr. 4. Uwaga — prostokąty kropkowane oznaczają kartki papieru z Nr. Nr. kart pracy np. K. P. 4/208, K. P. 7/208 i t. p.

t. j. obsługuje jedno tylko stoisko pracy. Denko ramki wykonane jest w formie tablicy, z naklejonym papierem milimetrowym, podzielonym ponadto linjami prostopadłemi do prętów na szereg pasów oznaczających dni robocze danego miesiąca.

Z lewej strony prętów na tablicy są oznaczone daty tych dni. Tablicą obciążenia posługujemy się w sposób następujący.

Stan obciążenia, wykazany na odpowiedniej kartce kartoteki obciążenia, przenosimy na odpowiedni pręt tablicy, zaznaczając okresy czasu z poszczególnych kart pracy odpowiedniem umiejscowieniem siodełka na pręcie. W tym celu planujący ustawia siodełko z numerem danej karty pracy na odpowiednim pręcie nad takim paskiem tablicy, który odpowiada wynikłej z obliczenia obciążenia dacie wykonania. Pręty są przesuwane, gdyż w razie wcześniejszego ukończenia pracy, niż to było przewidziane, terminy wszystkich następnych kart automatycznie ulegają skróceniu. Wystarczy wówczas tylko odpowiednio przesunąć cały pręt, żeby wprowadzić korekturę terminów dla wszystkich pozostałych kart.

Poszczególne stoiska mogą wykonać swoją pracę,

tylko wówczas, gdy zostanie im dostarczony potrzebny materjał, czy też część, wykonana w innym oddziale warsztatowym.

Zakładając siodełka z odpowiednią kartką, na odpowiednim pręcie i dacie, wykorzystujemy tablicę obciążenia, jako terminaż wykonania i dostarczenia potrzebnych części.

Należy zauważyć poza tem, iż tablica obciążenia może stanowić doskonałe pomocnicze narzędzie pracy i w biurze materjałowem. Prowadzona przez biuro materjałowe kartoteka materjałów w składnicy może być doskonale zilustrowana przez dołączenie do tej kartoteki tablicy, podobnej do wyżej opisanej. Taka tablica zapasu materjałowego pokazuje wówczas automatycznie na jaki czas wystarczy posiadany zapas materjału. W tym celu posiadany zapas należy tylko podzielić przez przeciętne zużycie dzienne danego materjału, a otrzymaną liczbę dni w sposób podobny, jak przy planowaniu, należy zaznaczyć na odpowiednim pręcie i odpowiedniej dacie siodełkiem z odpowiednią kartką.

Prowadzenie takiej tablicy jest mniej kłopotliwe i bardziej elastyczne od stosowania odpowiednich wykresów Gantta w szczególności w tych wypadkach, gdy rzeczywiste zużycie materjałów znacznie odbiega od zużycia przewidywanego.

Działko Oerlikon[1]

Zasady działania. — Montaż na samolocie. — Podstawy. — Przyrządy celownicze. — Amunicja.

W artykule p. t. „Działko na samolocie", p. mjr. Wojtyga poruszył zagadnienie możliwości taktycznych, jakie wyłaniają się w związku z nowemi środkami uzbrojenia samolotów. Dla zapoznania ogółu czytelników z danemi technicznemi, dotyczącemi działka Oerlikon, podamy w ogólnych zarysach, na podstawie opisów fabrycznych, bliższe szczegóły, dotyczące zasad działania broni, sposobu montażu na samolocie, przyrządów celowniczych oraz amunicji.

ZASADA DZIAŁANIA.

Charakterystyczną cechą konstrukcji działka automatycznego Oerlikon 20 mm. jest funkcjonowanie na zasadzie bezwładnościowego ryglowania zamka, innemi słowy, energja kinetyczna trzona zamkowego przy ruchu ku przodowi, spowodowanym przez sprężynę powrotną, zostaje pochłonięta w chwili odpalenia. Rolę rygla, stosowanego w innych konstrukcjach, spełnia tu bezwładność mas, idących ku przodowi, odpalenie bowiem zachodzi tu jeszcze przed przednim punktem zwrotnym. Szczelność jest zapewniona dzięki ciśnieniu, pozostała zaś energja ciśnienia odrzuca znów trzon zamkowy ku tyłowi. Odrzut powoduje napinanie sprężyny powrotnej, siła napięcia sprężyny wzrasta w czasie odrzutu aż do pewnego maksimum, poczem kierunek ruchu zmienia się — trzon idzie znów ku przodowi.

Wobec tego, że ruch trzona w przednim punkcie zwrotnym jest amortyzowany ciśnieniem gazów, znajdujących się między dnem pocisku a łuską, w tylnym zaś punkcie zwrotnym przez sprężynę powrotną, ruch ten odbywa się bez gwałtownych wstrząsów, a więc działanie jest spokojne, co ma specjalne znaczenie ze względu na zastosowanie tego działka na samolocie.

Działko może strzelać ogniem pojedyńczym lub ciągłym. Przy ogniu ciągłym, opisany wyżej cykl powtarza się aż do wyczerpania nabojów w ładowniku. Przy ogniu pojedyńczym zapobiega się wprowadzeniu następnego ładunku w ten sposób, że trzon zostaje zatrzymany w położeniu tylnem zapomocą rygla tylnego.

Po wyczerpaniu nabojów, specjalne urządzenie zapobiega również puszczeniu trzona do przodu.

Podwójne doprowadzenie nabojów, lub też wprowadzenie naboju do komory wówczas, gdy jakieś obce ciało dostało się do komory jest uniemożliwione zapomocą b. prostego urządzenia, które zablokowuje natychmiast mechanizm powrotny.

Zewnętrzna powierzchnia lufy zaopatrzona jest w żebra dla lepszego chłodzenia.

Istnieją trzy typy działka 20 mm. Oerlikon, różniące się między sobą szybkością początkową, szybkostrzelnością i ciężarem; typy te oznaczone są literami F, L i S.

DANE TECHNICZNE DZIAŁEK OERLIKON.

Szczegółowa charakterystyka	Typ F	Typ L	Typ S
Kaliber	20 mm	20 mm	20 mm
Długość lufy w kalibrach	40	60	70
Całkowita długość działka	1400 mm	1820 mm	2100 mm
Jlość gwintów	9	9	9
Głębokość gwintu	0,4 mm	0,4 mm	0,4 mm
Kąt nachylenia gwintu (stały, prawoskrętny)	5°	5°	5°

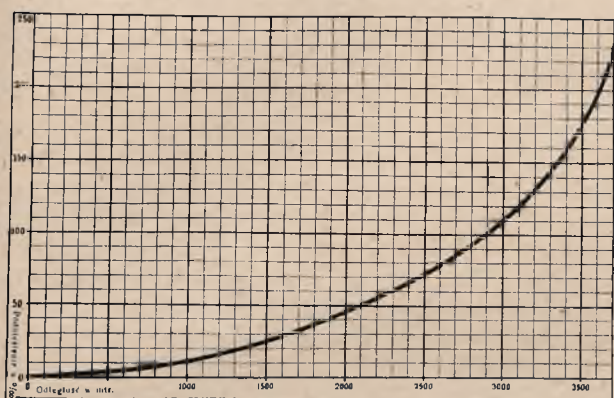
Poniższy wykres podaje kąty celownika dla strzelania na różne odległości w odniesieniu do działka typu S, t. j. działka o największej szybkości początkowej. Jak widać z wykresu, kąt ten dla odległości 1000 m. wynosi zaledwie 11 tysięcznych, czyli około 0,6°.

Na podstawie innych danych wynika, iż:
wierzchołkowa toru dla 1000 m wynosi 3,3 m.
" " " 500 m wynosi 0,4 m.

[1]) Na podstawie „L'Armément des avions „Oerlikon".

Szczegółowa charakterystyka	Typ F	Typ L	Typ S
Szybkość początkowa	550—575 m/sek.	600—700 m/sek.	835—870 m/sek.
Donośność w poziomie	—	ok. 4 km	ok. 5 km
„ „ pionie	—	ok. 3 km	ok. 3,9 km.
Maksymalne ciśnienie gazu	ok. 2800 atm.	ok. 3000 atm.	ok. 3200 atm.
Ciężar działka	ok. 30 kg.	ok. 43 kg	ok. 62 kg
Szybkostrzelność praktyczna z uwzględnieniem zmiany ładown.	130 strzał. na minutę	125 strzał. na minutę	120 strzał. na minutę
Szybkostrzelność teoretyczna	450 strzał na minutę	350 strzał. na minutę	280 strzał na minutę

Wynika z tego, iż przy strzelaniu na odległości poniżej 500 m., nie trzeba uwzględniać wcale krzywizny toru.



Krzywa podniesień działka automat. 20 mm. mod. S.

MONTAŻ NA SAMOLOCIE.

Działko automatyczne Oerlikon 20 mm. może być montowane na samolotach najróżniejszych typów.

Konstruktor dąży do dostosowania się do rozwoju konstrukcji samolotów i dysponuje dzięki temu wieloma rodzajami instalacyj samolotowych, odpowiadających wymaganiom, stawianym poszczególnym typom.

Montaż działka na samolocie myśliwskim — ten klasyczny przykład podporządkowania konstrukcji nietylko płatowca, lecz i silnika właściwościom broni, omówiony został w sposób wyczerpujący w artykule cytowanym na wstępie.

Poniżej omówimy kilka sposobów montażu działka na samolotach wielomiejscowych oraz odpowiednie do tego urządzenia specjalne, a mianowicie:

a) Obrotnik do celowania z wolnej ręki.

b) Obrotnik do precyzyjnego nastawiania działka zapomocą mechanizmów kierunkowego i podniesień.

c) Podstawę do montażu w kabinie przedniej, umożliwiającą ograniczony ruch działka.

Obrotnik „Oerlikon" do celowania z wolnej ręki — typy 1 FRF, 1 FRL, 1 FRS.

Obrotnik ten, analogiczny do obrotnika używanego do k. m., jest wykonywany w trzech odmianach, odpowiednio do 3-ch typów działka automatycznego.

Analogja ta zachodzi jedynie z punktu widzenia zasady, natomiast możliwości celowania i pole obstrzału są znacznie większe, niż w obrotnikach do k. m.

Działku automatycznemu typu F odpowiada obrotnik 1 FRF.

Działku automatycznemu typu L odpowiada obrotnik 1 FRL.

Działku automatycznemu typu S odpowiada obrotnik 1 FRS.

Wymiary powierzchni zamocowania powyższych trzech typów są identyczne i skonstruowane w taki sposób, że każde gniazdo ognia na samolocie, zaopatrzone w obrotnik do k. m., może być po zdjęciu tego obrotnika zaopatrzone w obrotnik z działkiem Oerlikon.

Fotografja i poniższe rysunki wyjaśnią bliżej sposób umieszczenia oraz zasadę konstrukcji i obrotników tego typu.

Zasadnicze zadania obrotnika są następujące:

1. Możność łatwego wycelowania w kierunku, pomimo naporu powietrza.

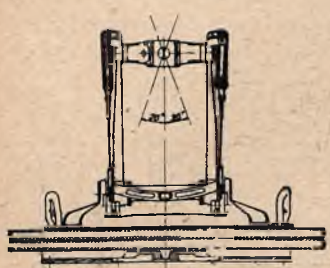
2. Możność manipulacji w płaszczyźnie pionowej, niezależnie od ciężaru działka, bez większego wysiłku fizycznego ze strony strzelca.

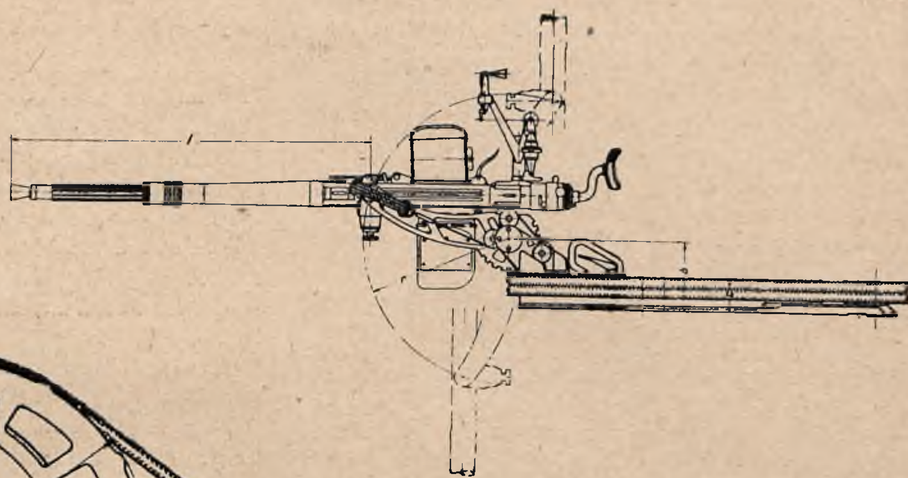
Obrotnik składa się z pierścienia nieruchomego, przytwierdzonego do kadłuba samolotu, po którym toczy się za pośrednictwem rolek, pierścień ruchomy. Obwód wewnętrzny pierścienia ruchomego tworzy gniazdo, w którem umieszczony jest strzelec w pozycji stojącej. Środek tego pierścienia jest zarazem środkiem obrotu całości obrotnika.

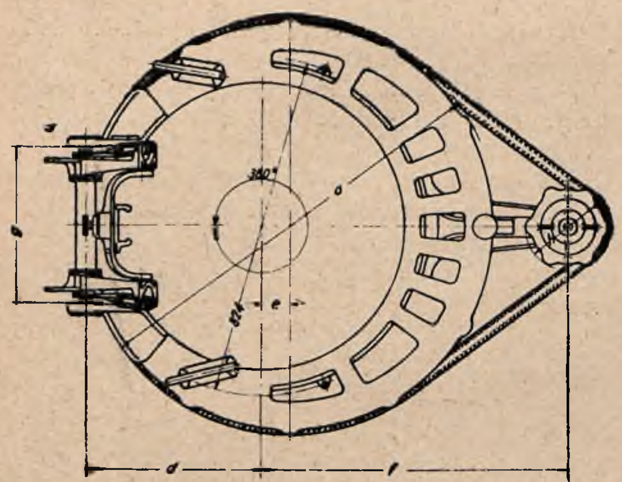
Obwód zewnętrzny mimośrodowy w stosunku do środka obrotu jest zaopatrzony w rowek o przekroju kołowym umieszczenia amortyzatora. Z pierścieniem nie-



Obrotnik „Oerlikon" do celowania z wolnej ręki typ I F R S







Mod.	*a*	*b*	*c*	*d*	*e*	*f*	*g*	*h*	*i*	*r*
F	1020	177	77	410	70	686—761	355	210	835	380
L	1020	221	111	435	70	690 – 750	380	210	1150	471
S	1020	231	111	440	70	690 – 750	425	210	1360	503

Obrotnik „Oerlikon" do celowania z wolnej ręki.

ruchomym połączony jest czop, na którym osadzony jest krążek. Całość, t. j. obwód zewnętrzny pierścienia ruchomego oraz krążek — opasane są amortyzatorem. Konstrukcja ta ma na celu dążenie obrotnika do powrotu do położenia zerowego po każdem wychyleniu, powodującem zwiększenie naciągu amortyzatora. Położenie zerowe odpowiada minimum odległości od zewnętrznego obwodu pierścienia do obwodu krążka.

Ruch obrotnika w poziomie, który możemy spowodować dzięki wyżej opisanemu urządzeniu, jest obliczony w ten sposób, ażeby w każdem położeniu broni powstawał moment równy i przeciwny do momentu, wytworzonego przez napór powietrza, co pozwoli strzelcowi na skierowywanie swej broni bez wielkiego wysiłku fizycznego w dowolnym kierunku.

Dla skompensowania ciężaru broni, podstawa broni posiada następujące urządzenie: po stronie przeciwnej do wyżej wspomnianego czopa, w położeniu zerowem obrotnika, znajdują się dwa ramiona, umieszczone w podstawie na łożyskach kulkowych. Na końcach tych ramion znajdują się łożyska z zatrzaskami dla umieszczenia w nich armatki.

Niezależnie od ruchu tych ramion oraz obrotnika, łożysko obrotowe pozwala na ruch broni w kierunku o 20° na prawo i lewo

Poza tem tylna część broni jest podparta i zaryglowana na podporze, znajdującej się nad osią obrotu ramion. W razie potrzeby, strzelec może zwolnić tylną część broni. Dzięki powyższemu rozwiązaniu, działko można poruszać zarówno w płaszczyźnie poziomej, jak i pionowej w dość rozległych granicach, co pozwala na precyzyjne celowanie i prowadzenie celu bez potrzeby przesuwania obrotnika lub ramion.

Ruch ramion w płaszczyźnie pionowej (celowanie zgrubsza) uskutecznia się w kierunku przeciwnym do działania siły ciężkości przy pomocy amortyzatora gumowego kompensującego ciężar działka.

Ruch ramion pozwala na nadanie osi działka dowolnego położenia w płaszczyźnie pionowej, poczynając od pionowego położenia wdół, aż do położenia pionowego wgórę. Zarówno obrotnik, jak i ramiona mogą być ryglowane w dowolnych położeniach. Dla przesunięcia ich, należy uprzednio nacisnąć dźwignie, ryglujące obrotnik, względnie ramiona. Dźwignie te umieszczone są w dwóch uchwytach po prawej i lewej stronie ramion.

Obrotnik może być umieszczony w płaszczyźnie symetrji kadłuba samolotu (w samolotach mniejszych), lub też bliżej prawej lub lewej burty (w samolotach o szerszym kadłubie), bez możności przesuwu obrotnika w kierunku prostopadłym do osi kadłuba, względnie, przy zastosowaniu odpowiedniego urządzenia, z możnością przesuwu poprzecznego. Urządzenie ostatnie pozwala na strzelanie bądź z prawej strony kadłuba, bądź też z lewej. Zasadniczemi częściami jego są trzy rury, prowadzące oraz prowadnice, wzdłuż których przesuwa się obrotnik. Prowadnica łączy obrotnik z rurami oraz przenosi na nie siłę ciężkości i naprężenia, powstające skutkiem siły

odrzutu i naporu powietrza. Rury prowadzące tworzą ramę, którą przytwierdza się do kadłuba samolotu bez potrzeby dokonywania w nim wszelkich zmian, które mogą wpłynąć na osłabienie konstrukcji.

Układ rur prowadzących można zastosować tak do kadłuba całkowicie metalowej konstrukcji, jak i kadłuba o rurach metalowych. Strzelec umieszczony jest pomiędzy rurami prowadzącemi, na których spoczywa obrotnik, który może być przez niego przesuwany na jedną ze stron kadłuba.

Obrotnik można unieruchamiać w skrajnych położeniach przy burtach kadłuba, zapomocą specjalnej dźwigni. Warunki pracy strzelca są te same, co i w obrotniku nieprzesuwalnym.

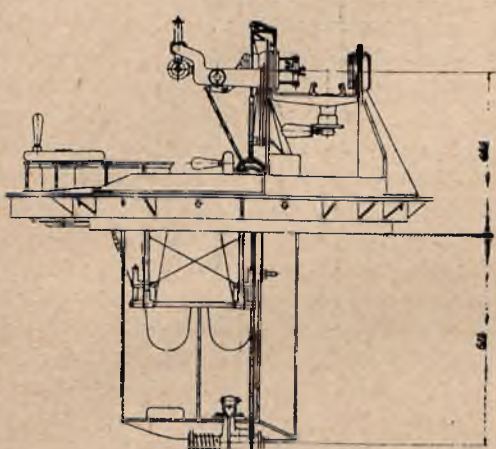
Dodatkowe urządzenie do poprzecznego przesuwu obrotnika zwiększa ciężar całości o 15 do 20 kg., zależnie od szerokości kadłuba.

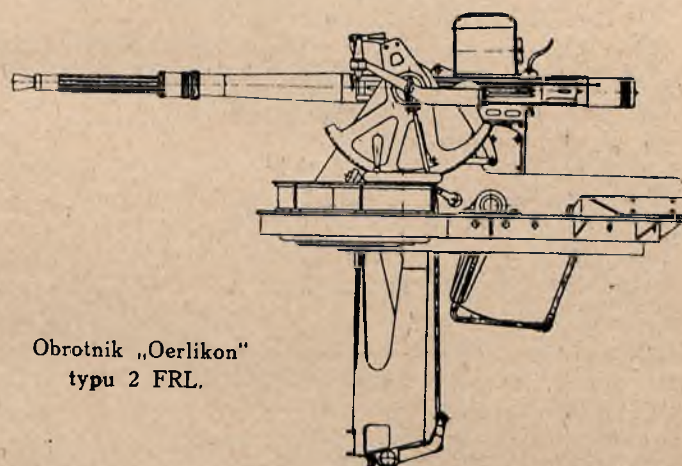
b) *Obrotnik „Oerlikon" typu 2 FRL. z urządzeniem do precyzyjnego ustawiania działka.*

Fotografja i poniższy rysunek wyjaśniają szczegóły konstrukcyjne oraz sposób montażu na samolot.



Obrotnik „Oerlikon" typu 2 FRL z urządzeniem do precyzyjnego ustawiania działka.



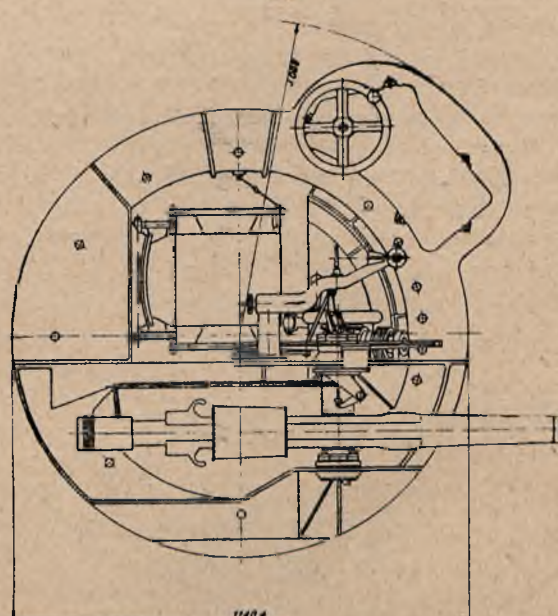


Obrotnik „Oerlikon" typu 2 FRL.

Obrotnik ten służy do tych samych celów, co i poprzednio opisany, różni się jednak tem, że broń jest ustawiana w pozycji do strzału nie ręcznie, lecz zapomocą urządzeń mechanicznych, sterowanych odpowiedniemi dźwigami. Zarówno konstrukcja, jak i kształt zewnętrzny tego obrotnika, są odmienne. Strzelec umieszczony jest w pozycji siedzącej na siedzeniu, obracającem się razem z obrotnikiem. Kompensacja jest tu zbędna, ponieważ powierzchnie wystawione na napór powietrza, są tak rozłożone, że siły naporu powietrza w każdem położeniu obrotnika dają wypadkową bliską zeru, zaś niewielkie różnice sił mogą być z łatwością pokonane bez kompensacji dzięki mechanizmowi napędowemu o odpowiedniej przekładni.

W obecnej chwili, fabryka posiada taki obrotnik jedynie do działka typu L, lecz ponieważ obrotnik taki powinien służyć przedewszystkiem do typu dalekonośnego, można go wykonać również i do typu S.

Wielkość powierzchni, zamocowana do kadłuba samolotu, jest taka sama, jak i w obrotniku normalnym do k. m.



Część górna obrotnika (pierścień ruchomy) osadzona jest obrotowo na pierścieniu nieruchomym, przytwierdzonym do kadłuba samolotu.

Do pierścienia ruchomego po stronie prawej od osi symetrji, przytwierdzona jest podstawa działka — zawierająca mechanizm podniesień.

Mniejwięcej w osi pierścienia umieszczone jest siedzenie strzelca, który siedzi bliżej lewej strony wewnątrz pierścienia. Po stronie lewej na obrotniku znajduje się w osłonie mechanizm do nadania ruchu obrotowego. Dźwignia spustowa jest umieszczona na dole i poruszana jest prawą nogą strzelca.

Cały obrotnik może się obracać o 360° w płaszczyźnie poziomej, zaś położenie lufy działka może być zmieniane w granicach od + 90° do — 40° w płaszczyźnie pionowej.

Siedzenie strzelca jest odchylane dla umożliwienia wygodnego wchodzenia od góry lub od dołu. Gdy siedzenie jest odchylone ku górze, cała przestrzeń wewnątrz obrotnika jest wolna. W razie używania siedzenia, należy je ustawić na właściwem miejscu i zaryglować.

Strzelec prawą ręką napędza mechanizm podniesień, składający się z przekładni ślimakowej samohamownej; środek obrotu ślimacznicy jest zarazem środkiem obrotu lufy w płaszczyźnie pionowej.

Lewą ręką strzelec napędza mechanizm obracający w płaszczyźnie poziomej. Mechanizm ten składa się również z przekładni ślimakowej i może być łatwo odejmowany od obrotnika.

Wielkość przesuwu obydwóch mechanizmów wynosi 5° na 1 obrót każdej z dźwigien. Nogi strzelca spoczywają na podpórkach. Odpalanie uskutecznia strzelec przez naciśnięcie obcasem prawej nogi na dźwignię spustową.

Przyrząd celowniczy umieszczony jest w płaszczyźnie równoległej do osi lufy; uwzględnia on poprawkę strzelca zapomocą muszki wiatrowej, a poprawkę celu zapomocą kilku kół koncentrycznych.

Przyrząd celowniczy jest umocowany do podstawy i może być łatwo odejmowany. Jest on b. prosty i zarazem mocny, co gwarantuje niezawodność w użyciu.

Zmiana ładowników odbywa się z miejsca strzelca zapomocą jednej tylko (prawej) ręki. Stosuje się tu ładownik o kształcie bębna o osi poziomej, równoległej do lufy, identyczny z ładownikiem stosowanym przy poprzednim typie obrotnika.

Zapasowe ładowniki są zawieszone w kabinie po stronie prawej w zasięgu ręki strzelca.

Całość obrotnika w stanie całkowicie złożonym wmontowuje się na samolot przez wprowadzenie zgóry, przez otwór górny w kadłubie.

DANE TECHNICZNE OBROTNIKA „OERLIKON" TYPU 2 FRL Z URZĄDZENIEM DO PRECYZYJNEGO USTAWIANIA DZIAŁKA.

Ciężar kompletnego obrotnika wraz z przyrządem celowniczym ok. 95 kg.

Możność celowania w kierunku 360°.

Możność celowania w płaszczyźnie pionowej + 90° do — 40°.

Szybkość celowania w kierunku, przy wykonaniu dźwignią ok. 2,5 obrotu na sekundę ok. 12.5°/sek.

Szybkość celowania na donośność, przy wykonaniu dźwignią ok. 2,5 obrotu na sekundę, ok. 12.5°/sek.

Szybkość celowania w kierunku pozwala na celowanie w sposób ciągły do samolotu, lecącego z szybkością względną od 55 m/sek. (200 km/godz.) do 90 m/sek. (325 km/g.),

w odległości około 250 m. do 400 m.

C. PODSTAWA OERLIKON TYPU 1 FLa DO MONTAŻU W KABINIE PRZEDNIEJ SAMOLOTU.

Ogólna charakterystyka podstawy.

Podstawa typu 1 FLa została skonstruowana w założeniu zastąpienia działka o umocowaniu stałem działkiem ruchomem o ograniczonem polu obstrzału.

Chodzi o zamontowanie działka w części przedniej wewnątrz kadłuba z możliwością strzelania w kierunku lotu samolotu, czyli chodzi o rodzaj uzbrojenia w zastosowaniu specjalnie do samolotów wielosilnikowych, samolotów do walki i bombardujących), których ciężar użyteczny pozwala na dodatkowe wyposażenie również i w inną broń (działka lub k. m. o większem polu obstrzału), do obrony zgóry, zdołu lub ztyłu. W każdym wypadku jednak, zastosowanie opisywanej podstawy, przedstawia takie same korzyści również i dla samolotów o mniejszym ciężarze użytecznym, ponieważ zadaniem jej jest umożliwienie przy pościgu samolotów bombardujących, strzelania w kierunku własnego lotu na znaczniejsze odległości.

Podstawa 1 FLa należycie spełnia to zadanie ze względu na możność precyzyjnego wycelowania broni.

Celowania nie uskutecznia tu pilot, co ma miejsce przy broni stałej.

W wypadku celowania przez pilota, szanse otrzymania celnych strzałów w dużym stopniu malałyby z powodu nieznacznych wychyleń samolotu, niezależnych od woli pilota.

W omawianym wypadku, działko obsługuje strzelec, który manipulując niezależnie od pilota jest w stanie wyeliminować wpływ tych wychyleń i wycelować broń ściśle w cel.

Każdy samolot wielosilnikowy mniejszy lub większy, przeznaczony do pościgu samolotów bombardujących, może być uzbrojony w działko 20 mm. Omawiane umieszczenie działka w kadłubie ma jeszcze tę zaletę, że strzelec jest całkowicie ochroniony przed naporem powietrza i siedząc w kadłubie, ma dobre warunki pracy. Jest to również korzystne ze względów aerodynamicznych, co jest tem ważniejsze, że powodzenie w walce uwarunkowane jest możnością osiągnięcia jak największej szybkości.

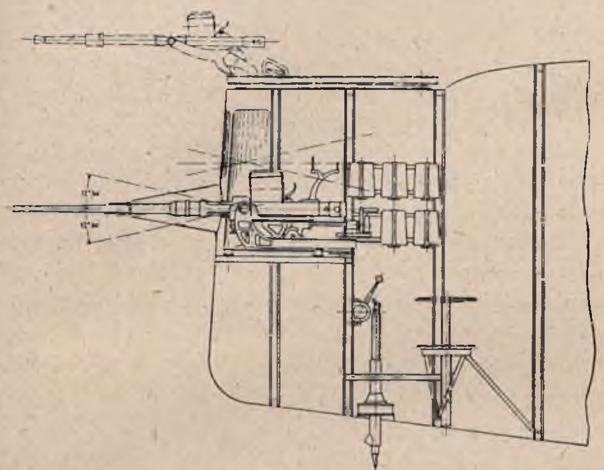
Montaż i opis podstawy 1 FLa.

Podstawa jest zamontowana wewnątrz przedniej części kadłuba samolotu w ten sposób, że wylot lufy jest wypuszczony nazewnątrz samolotu.

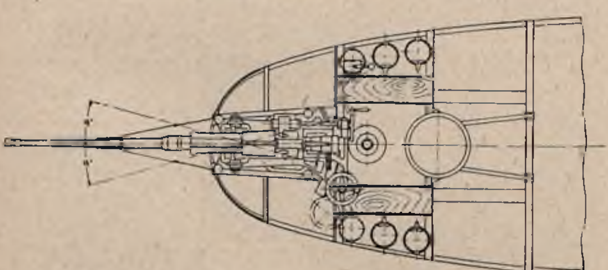
Ponieważ działko jest nastawiane w kierunku, ściana przednia kabiny posiada wykrój.

Występująca część lufy zaopatrzona jest w lejek z blachy stalowej, przedłużenie którego stanowi rękaw skórzany, przymocowany swoją podstawą do brzegu wycięcia na lufę w kadłubie. W ten sposób przy wszystkich położeniach działka, otwór ten jest zamknięty w sposób zupełnie szczelny. Poniższe dwa rysunki wyjaśniają sposób montażu podstawy na samolocie oraz szczegóły konstrukcji.

A. Widok z boku.



B. Widok z góry.



Działko automat. „Oerlikon" 20 mm. na podstawie „Oerlikon" typu I FLa.

Podstawa składa się z 3 zasadniczych części:

a) płyty podstawy,

b) ruchomej części podstawy,

c) łoża.

Na łożu spoczywa lufa za pośrednictwem dwóch czopów. Oś zawieszenia łoża na części ruchomej jest zarazem osią obrotu lufy. Całość jest podtrzymywana przez dwa ramiona wygięte do tyłu i stanowiące całość z częścią ruchomą podstawy. Z prawej strony części ruchomej podstawy umieszczony jest napęd mechanizmu podniesień, składający się z przekładni ślimakowej samohamownej oraz korbki, poruszanej ręcznie. Z lewej strony umieszczony jest napęd do ustawiania mechanizmu kierunkowego, poruszany również ręcznie.

Część ruchoma spoczywa na płycie podstawy za pośrednictwem czopa. Sektor zębaty, stanowiący część mechanizmu kierunkowego, tworzy jedną całość z płytą podstawy.

Dzięki powyższemu urządzeniu, celowanie w płaszczyźnie pionowej uskutecznia się przez podnoszenie lub opuszczanie łoża względem części ruchomej podstawy; celowanie w płaszczyźnie poziomej — przez obrót w prawo lub lewo części ruchomej podstawy wraz z łożem i lufą względem płyty podstawy.

Korbki do napędu obydwóch mechanizmów, dzięki umieszczeniu ich na wspólnej podstawie (część ruchoma podstawy), są zawsze w niezmiennem położeniu względem siebie.

Celowanie w płaszczyźnie pionowej może się odbywać w granicach $\pm$ 12°, w w płaszczyźnie zaś poziomej w granicach $\pm$ 15°.

Płyta podstawy spoczywa na odpowiedniej płaszczyźnie w kadłubie za pośrednictwem czterech podkładek gumowych, umieszczonych w czterech gniazdach płyty i przytwierdzona jest czterema śrubami do kadłuba.

Podstawa tego typu może być zastosowana do wszystkich typów działka Oerlikon, aczkolwiek ze względu na charakter i cel konstrukcji (atak z dużej odległości), jest przewidziana przedewszystkiem do działka typu „S", o szybkości początkowej pocisku 835 — 870 m/sek.

Tak, jak wskazują rysunki, w celu możliwego zmniejszenia wymiarów otworu na lufę, dążono do wysunięcia działka jak najbardziej do przodu, o ile tylko na to pozwolił ładownik przy maksymalnem nachyleniu lufy ku dołowi. Powierzchnią, na której spoczywa płyta podstawy, jest w zasadzie dno kadłuba. Może ono służyć zarazem, jako podłoga dla strzelca, obsługującego k. m. lub działko, umieszczone powyżej.

Widzimy, iż przy takiem rozwiązaniu konstrukcyjnem, działko na podstawie 1 FLa może być łatwo zastosowane w przedniej części kadłuba. Siedzenie bombardjera w kabinie, regulowane na wysokość, może służyć również i dla strzelca.

Jako przyrząd celowniczy, służą przeziernik i kulka, przytwierdzone do działka. Przeziernik składa się z kilku kół koncentrycznych. Możnaby było zastosować zwykły przeziernik i muszkę, ponieważ w zasadzie jest przewidziane strzelanie w kierunku lotu własnego do celu lecącego w tym samym kierunku.

Na wszelki wypadek jednak zastosowano kilka pierścieni, aby umożliwić uwzględnienie poprawki celu do samolotów, lecących pod pewnemi małemi kątami do kierunku strzału.

Donośność można korygować przez przesuwanie kulki celownika w kierunku pionowym. Donoszenie naboi uskutecznia się zapomocą ładowników, umieszczonych w zasięgu ręki strzelca po obydwóch stronach kadłuba.

Wobec niewielkich kątów podniesienia, stosowanych przy tym działku, zapewnia podstawa strzelanie łatwe i precyzyjne, oraz nie powodujące większych naprężeń w konstrukcji kadłuba.

Donoszenie zapomocą taśmy przy sztywnem zamocowaniu działka 20 mm.

Jeśli działko automatyczne wmontowane jest na samolocie w sposób wykluczający wszelkie manipulacje w czasie lotu, co ma miejsce przy zamocowaniu sztywnem na jednomiejscowych samolotach myśliwskich, to należy przed odlotem przygotować większą ilość amunicji w sposób umożliwiający strzelanie w każdej chwili W tym wypadku donoszenie odbywa się zapomocą specjalnego bębna zawierającego amunicję, donośnika oraz taśmy, złożonej z ogniwek. Ogniwka łączą się ze sobą zapomocą haczyków, a każdy z nich zawiera jeden nabój; utworzona w ten sposób taśma nawinięta jest na oś bębna Zamiast ładownika, stosowanego w wypadku ruchomego zamocowania działka, stosuje się tu donośnik, który wyciąga taśmę z bębna, wyciska naboje z ogniwek, załadowuje je oraz wyrzuca puste ogniwka. Główną część donośnika tworzy rama, w której umieszczone są dwie dźwignie wahadłowe, napędzane przez mechanizm zamka. Dźwignie te wykonywują wszystkie wyżej opisane czynności.

Bęben może być zasadniczo wykonany na dowolną ilość naboi, normalną dotacją jednak jest 100 — 120 nb.

Wymiary zewnętrzne bębna zależą od jego pojemności i mogą być fabrycznie dostosowane do żądania odbiorcy.

Współdziałanie bębna i donośnika wymaga sztywnego zamocowania bębna względem działka. Ten sposób donoszenia amunicji jest brany pod uwagę tylko wówczas, gdy manipulacje przy działku ograniczają się do naciskania na język spustowy, a działko umieszczone jest poza zasięgiem ręki.

Celownik systemu Le Prieur do obrotników do celowania z wolnej ręki.

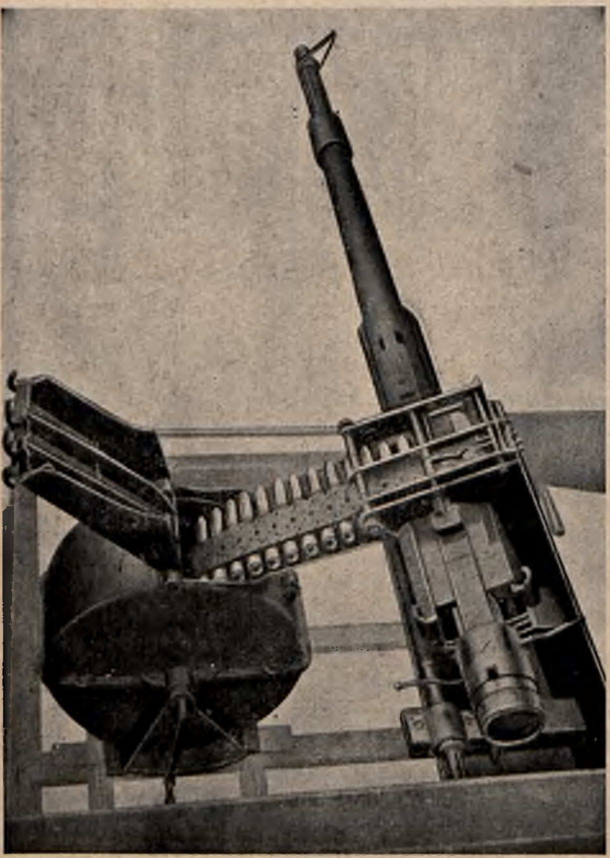
Przy obrotniku do celowania z wolnej ręki stosuje się celownik Le Prieur'a, umieszczony na tylnej części komory zamkowej.

Poprawkę strzelca osiąga się automatycznie zapomocą muszki wiatrowej, a poprawkę celu — zapomocą przeziernika, ustawionego ręcznie, zależnie od szybkości i kierunku lotu przeciwnika.

Ponadto, uwzględnić można kąt położenia oraz poprawki na odległość.

Przy obrotniku 2 FRL stosuje się celownik, umieszczony równolegle do osi lufy. Celownik ten przymocowany jest do podstawy działka.

Szybkość własną uwzględnia się zapomocą muszki wiatrowej. Poprawkę na donośność uskutecznia się przez przesuwanie pionowe przeziernika. Przeziernik składa się z 3 kół koncentrycznych, odpowiadających trzem założo-



Sztywne zamocowanie działka typu „S" z donoszeniem za pomocą taśmy.



Celownik systemu „Le Prieur" do obrotnika o precyzyjnem nastawieniu.

nym zasadniczym szybkościom celu. Dwie śruby pozwalają na przesuwanie przeziernika w kierunku poziomym i pionowym. Celownik może być z łatwością odłączany od podstawy. Nie wymaga on uskutecznienia żadnych nastawień w czasie celowania, co miało miejsce w typie poprzednio opisanym, dzięki czemu strzelec może się poświęcić wyłącznie precyzyjnemu ustawieniu działka zapomocą odpowiednich dźwigien.

Waga celownika wynosi 1,5 kg.

Ładownik.

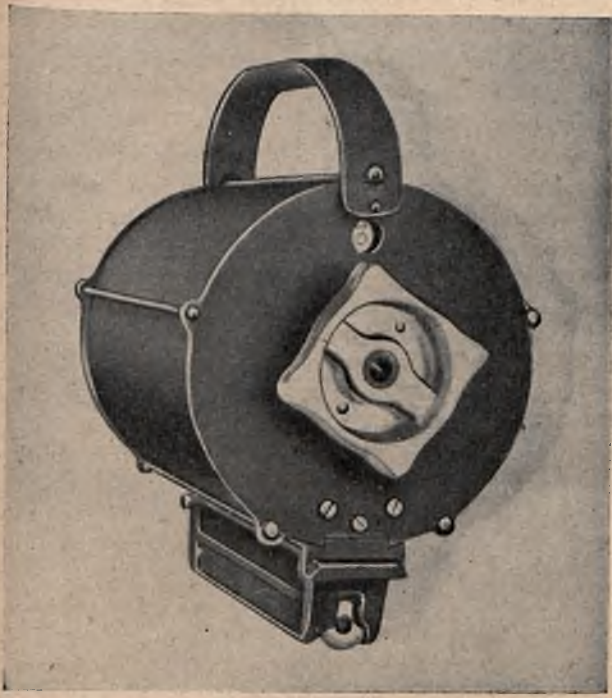
Podany na powyższej fotografji ładownik stosuje się przy użyciu wszystkich rodzajów obrotników, przy ruchomem umocowaniu działka. Normalny typ ładownika przewidziany jest na 15 naboi, aczkolwiek można wykonać ładownik i o większych wymiarach.

Na czołowej powierzchni ładownika od strony strzelca, znajduje się wskaźnik pozostałych naboi.

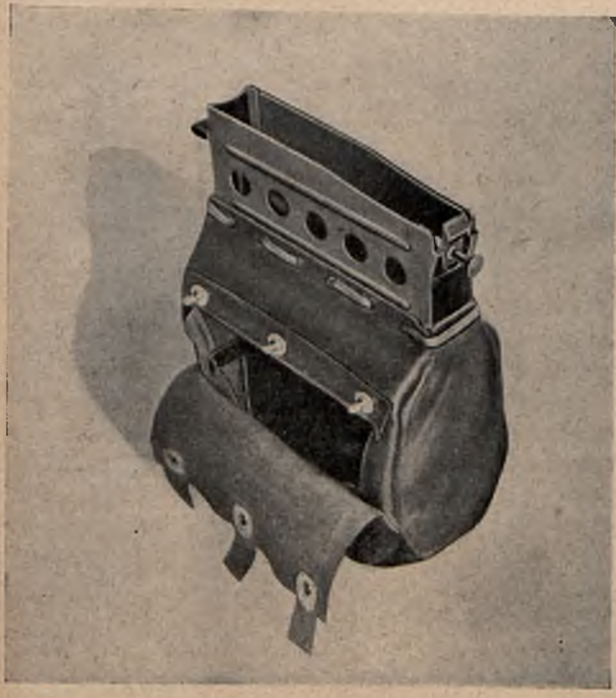
Worek na łuski.

Stosuje się w tym wypadku, jeśli zachodzi obawa, że łuski mogą trafić w śmigło. Należy go zatem stosować w wypadku umieszczenia działka na obrotniku każdego z opisanych typów.

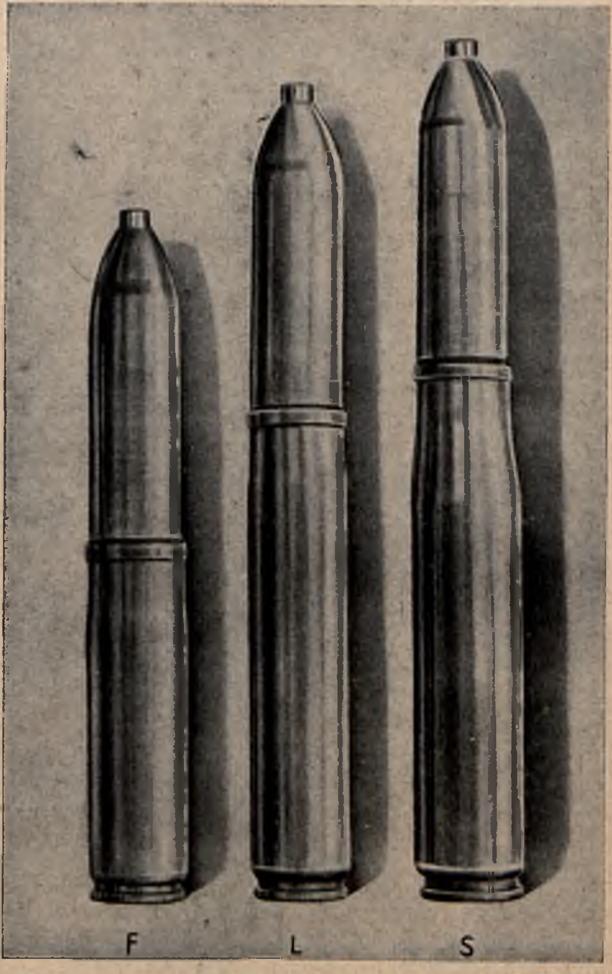
Worek jest przytwierdzony w dolnej części komory



Ładownik na 15 naboi.



Worek na łuski.



Naboje z pociskami kruszącemi.

zamkowej; posiada on klapę łatwo otwieraną dla opróżnienia zawartości Pojemność worka — 25 do 30 łusek.

Amunicja.

Do działka Oerlikon stosuje się następujące rodzaje amunicji:

1) *Naboje ślepe:* wyłącznie do ćwiczeń w obsłudze działka i podstawy. Pocisk przedstawia rurkę tekturową, napełnioną sproszkowaną masą, którą wyrzuca się z dział-



Efekt pociku kruszącego przy trafieniu w skrzydło całkowicie metalowe.

ka zapomocą normalnego ładunku prochowego. Rurka ta rozpada się w odległości paru metrów od wylotu lufy.

Waga pocisku ślepego zbliżona jest do wagi pocisku normalnego w tym celu, aby uzyskać normalny odrzut.

2) *Naboje ostre bez zapalnika* używane są do strzelań szkolnych.

3) *Naboje świetlne* — ze stali zwykłej, niehartowane, zawierają ładunek świetlny.

Używane są do strzelań szkolnych oraz do innych strzelań w połączeniu z pociskami nieświecącemi

Czas palenia się masy świetlnej wynosi 7 sekund, co odpowiada odległości 1900, 2100 lub 2500 mtr., zależnie od typu działka F, L, lub S.

4) *Naboje zapalające.* Pocisk zaopatrzony jest w czuły zapalnik uderzeniowy. Pocisk zawiera ładownik kruszący oraz zapalający i przeznaczony jest do zapalania zbiorników z benzyną.

5) *Naboje z pociskami kruszącemi (granaty)* — zaopatrzone są w zapalniki natychmiastowe. Wywołują b. silny efekt kruszący przy trafieniu w różne części samolotu.

6) *Naboje z pociskiem krusząco-świetlnym.* Tak, jak naboje w pkt. 5, lecz dają ponadto efekt świetlny.

7) *Naboje z pociskiem kruszącym i zapalnikiem o podwójnem działaniu.* Mają te same własności, co pociski w pkt 5-tym z tem, że zawierają dodatkowo kostkę piorunianu rtęci. która powoduje wybuch pocisku po upływie 7 sekund, nawet w wypadku nietrafienia w cel.

8) *Naboje z pociskiem krusząco świetlnym i zapalnikiem o podwójnem działaniu.* Tak, jak naboje w pkt. 7, lecz dają ponadto efekt świetlny w ciągu 5 sekund.

Zasadniczą cechą działania automatycznego działka Oerlikon, jest efekt pocisków kruszących.

Pocisk zaopatrzony w zapalnik natychmiastowy daje dużą ilość odłamków już w chwili dotknięcia celu.

Poniższa fotografja pokazuje efekt wywierany przez tego rodzaju pociski.

Najbardziej skutecznemi trafieniami są trafienia w skrzydła bądź metalowe, bądź też kryte płótnem, gdyż dziury o średnicy 50 — 100 cm., wytworzone przez wybuch, zwiększane są jeszcze przez działanie powietrza, dzięki czemu samolot staje się natychmiast niezdolny do dalszego lotu.

Możliwość strzelania pociskami krusząco-świetlnemi, lub też naprzemian kruszącemi i świetlnemi, ułatwia celowanie w wypadku, gdy strzelec nie ma czasu na stosowanie dokładnej poprawki celu zapomocą celownika.

Wreszcie pociski z zapalnikami o podwójnem działaniu zapobiegają w wyrządzeniu szkód oddziałom na ziemi przy walce powietrznej nad własnym terenem.

Opracowali *H.* i *M.*

Loty stratosferyczne [1)]

Właściwości stratosfery i skład powietrza. — Hiperawjacja i superawjacja, a możność ich rozwoju. — Trudności napotykane przy praktycznem rozwiązywaniu zagadnienia. — W dodatku przytoczone są dane o lotach przygotowywanych przez Junkersa, Farmana i Guerchais'a, oraz o lotach Piccard'a i stratostracie „SSSR".

1. ATMOSFERA.

Grubość powłoki powietrznej kuli ziemskiej sięga 1000 km. Główna masa powietrza skupia się na bliższej odległości, do wysokości 10 — 12 km.

Stosunek podstawowych gazów składowych, według Soreau (1) zmienia się zgodnie z następującą tabelką (dane eksperymentalne):

Wysokość w km	Ciężar w %						Objętość w %		Gramów w m sześć.	
	Wodór	Hel	Azot	Tlen	Argon	Kwas węglowy	Azot	Tlen	Azot	Tlen
0	0,0007	0,000021	75,46	23,19	1,296	0,0460	78,03	20,99	939,50	288,80
10	0,0025	0,000066	79,05	20,15	0,777	0,0220	81,30	18,10	324,10	82,60
20	0,0105	0,000160	82,60	17,00	0,425	0,0097	84,40	15,10	72,10	14,80
30	0,0429	0,000940	85,51	14,21	0,235	0,0043	86,60	12,60	16,00	2,66

Rzuca się w oczy spadek zawartości tlenu ze zwiększeniem się wysokości, co jest ważne przy obliczaniu sprężarki i silnika na pracę na wysokości. Ogłoszono skład powietrza, uzyskany przez stratostat „SSSR" na wysokości 18,5 km: tlenu — 20,95%, azotu — 78,13%, argonu i in. — 0,92% według objętości.

Powyżej 30 km atmosfera jest bardzo mało zbadana. Przypuszczalny skład powietrza na wysokości 100 km — jednolite warstwy wodoru lub azotu. Ponadto w atmosferze istnieje szereg warstw o szczególnych właściwościach: na wysokości około 50 km — ozonizowana warstwa Fabri — Buisson, według Gowan'a, od 2 do 4 mm [2)] grubości, gdzie skupia się ozon, wytwarzany przez ultrafioletowe promienie słońca; na wysokości 100 — 130 km istnieje jonizowana warstwa d'Heaviside, stanowiąca zwierciadło odbijania się fal dźwiękowych i radjowych; powierzchnia optycznej przerywalności i in.

Troposfera.

Opierając się na właściwościach zmiany temperatury ze wzrostem wysokości, wysokość do 11 — 12,5 km Teisserene de Bort nazwał w 1904 r. troposferą, wyższą zaś warstwę — stratosferą.

Troposferę charakteryzują: wirowe mieszanie powietrza i wszystkie zjawiska atmosferyczne powstające wskutek nierównego nagrzewania i stanu powierzchni ziemi. Zgodnie z ustaloną w 1920 r. międzynarodową atmosferą standart, spadek temperatury *(t)* ze wzrostem wysokości *(z)* odbywa się według wzoru:

$$t_z = 15 - 0{,}065\ z,$$

stosunek zaś ciśnienia *(P)*:

$$\frac{P_z}{P_o} = \left(1 - \frac{Z}{44{,}300}\right)^{5{,}256}$$

do wysokości 11 km; od tej wysokości temperatura pozostaje stała, równa — 56,5° C i zaczyna się stratosfera.

Do obliczeń wysokości według wskazań barometrów, przy ustalaniu rekordów wysokości przyjęto wzór Soreau:

$$z = 5\ (3064 + 1{,}73\ p - 0{,}0011\ p^2)\ lg\ \frac{760}{p}.$$

Wzór ten stosuje Fédération Aeronautique Internationale do wysokości 20 km.

Stratosfera.

Opierając się na ostatnich danych o zmianach temperatury z wysokością, Soreau ustala następujący podział atmosfery. Troposfera — do wysokości, na której spotyka się górna inwersja temperatury powietrza (nieznaczne zwiększenie się temperatury w tropopauzie). Wysokości od 12 do 27 km — dolna stratosfera; warstwa pośrednia — tropopauza. Wysokość powyżej 27 km — górna stratosfera; warstwa pośrednia między górną, a dolną stratosferą — stratopauza.

Górna inwersja temperatury stanowi granicę dla zaburzających wpływów powierzchni ziemi. Według Wehrle, wytłumaczenie tego zjawiska polega na tem, że w tropopauzie wytwarza się cieplna równowaga mas powietrza przez radjację (promieniowanie) zamiast kon-

---

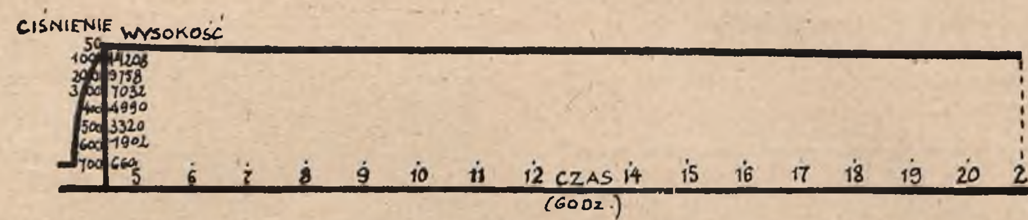
1) Stratosfernyje poloty. Inż. W. I. Feldman. Centralnyj Institut Awiacionnogo Motorostrojenija Im. P. I. Baranowa. Tiechnika Wozdusznogo Fłota. Nr. 9. Listopad 1933 r. Moskwa.

2) W oryginale „mm"?

wekcji w troposferze. Stąd istnienie w stratosferze tylko prądów poziomych o szybkościach: według Linke (2)— od 10 do 20 m/sek., według Wehrle (6) — od 7,6 do 15 m/sek., według Störmer'a — do 75 m/sek. na wysokości 25 km; na podstawie obserwacyj zórz polarnych wnioskują o istnieniu na wysokości 100 km prądów o szybkości 100 m/sek. Istnienie jedynie poziomych prądów stwierdza barogram lotu Piccard'a (5), stanowiący linję prostą (rys. 1).

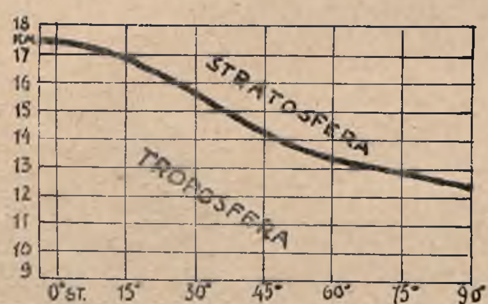
ficznej (osiągając jako minimum — 91,9° C nad Batawją, — 80° — w szerokościach umiarkowanych (4), przy temperaturze przeciętnej — 56,5°), pory roku (od— 52° w lecie do — 60° w zimie) (rys. 4) i wysokości (rys. 5).

Według Lindemann'a i Dobson'a temperatura od —50° C na wysokości 50 km gwałtownie wzrasta do + 27° C, poczem ustala się izotermja. Według Linke temperatura do 100 km jest stała i równa się — 50° C.



Rys. 1. Barogram pierwszego lotu Piccard'a w r. 1931.

Granica dolnej stratosfery — tropopauza — zmienia się zależnie: od wysokości geograficznej od (wysokości — 12,5 km na biegunie, do 17,5 — na równiku) (rys. 2), pory roku (od 9,4 do 11,8 km dla Europy środkowej (rys. 3), rozkładu ciśnień atmosferycznych (nad

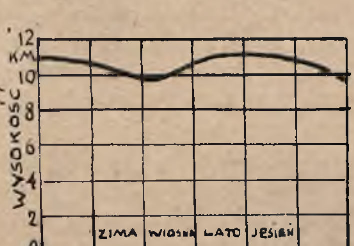


Rys. 2. Dolna granica stratosfery dla Europy środkowej (przeciętna).

antycyklonem — granica jest wyżej, nad cyklonem — niżej).

Określenie zmian temperatury sposobem bezpośrednich pomiarów (sondowanie) możliwe jest tylko do wysokości 30 km; dla większych wysokości istnieją tylko rozbieżne przypuszczenia.

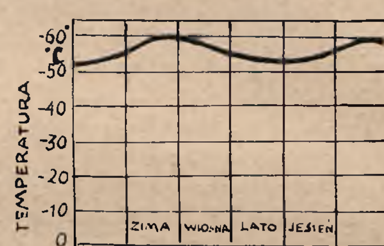
Temperatura dolnej stratosfery również się zmienia, zależnie od szeregu czynników: od szerokości geogra-



Rys. 3. Przeciętna wysokość dolnej granicy stratosfery na różnych szerokościach.

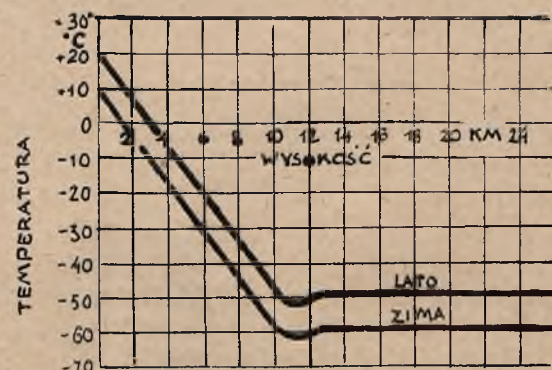
Według Gutenberga temperatura od — 55° na wysokości 10 — 25 km wzrasta do + 15° na wysokości 40 km i do + 145° na wysokości 70 km.

Soreau, zależnie od istniejących hipotez o składzie górnych warstw atmosfery, przytacza 4 przypuszczenia o zmianach temperatury ze wzrostem wysokości, które do wysokości 50 km wszystkie są zgodne (300° abs. we-



Rys. 4. Temperatura w stratosferze (przeciętna).

dług Lindemann'a i Dobson'a). Powyżej 50 km według pierwszego przypuszczenia temperatura obniża się. Maksymum, znajdujące się na wysokości 50 km, tłumaczy się intensywnem pochłanianiem promieni ultrafioletowych przez warstwę Fabri — Buisson i szeregiem innych czyn-



Rys. 5. Podział temperatur na wysokości (przeciętna dla Europy środkowej).

ników. Według innych przypuszczeń, wzrost temperatury z wysokością (do 600° abs. na wysokości 100 km i 900° abs. na wysokości 150 km), Störmer i Gowan tłumaczą znowu wielką zdolnością pochłaniania ozonu i pary wodnej na tych wysokościach, lub też jonizacją powietrza przez promienie kosmiczne. Według czterech hipotez Soreau o składzie atmosfery, powstaje z wysokością spadek ilości azotu (do 23,7% wagi na wysokości 100 km) i wzrost zawartości wodoru (do 74,4% na wysokości 100 km) przy odpowiedniem zmniejszeniu się tlenu (do 1 — 5,5% na tejże wysokości).

Soreau wysuwa pojęcie o „powietrzu przeciętnem", wyobrażającem rzeczywisty stan atmosfery, zamiast zaproponowanej przez niego „atmosfery standart", nieco różniącej się od rzeczywistej i przytacza tablice średnich wartości temperatur, gęstości i ciśnień na różnych wysokościach dla „powietrza przeciętnego". Różnica, w stosunku do międzynarodowej atmosfery standart, w zasadzie jest nieznaczna.

Znajomość temperatury stratosfery jest ważna ze względu na jej wpływ na troposferę: zmiana temperatury o dziesiąte części stopnia wywołuje zmianę wysokości tropopauzy i zmianę pogody.

Gęstość powietrza spada odpowiednio do ciśnienia, osiągając na wysokości 20 km 91,3 g/m³ i na wysokości 30 km — 19,8 g/m³, według Linke, oraz zmienia się zależnie od pory roku, według Hemphry i Soreau.

Gdy międzynarodowa atmosfera standart oparta jest na warunkach naziemnych, odpowiadających ciśnieniu 760 mm słupka rtęci przy + 15° C, aerologja i meteorologja przechodzą na obliczanie ciśnienia w barach i milibarach (1 bar = 16^6 dyn/cm² i odpowiada ciśnieniu 750,08 mm słupka rtęci). Okoliczność ta powinna być brana pod uwagę przy porównywaniu różnych danych.

Wilgotność powietrza przy niskiej temperaturze stratosfery jest nieznaczna. Według Wehrle wilgotność względna:

na wysokości 10 km	= 32%
„ 12 km	= 28%
„ 14 km	= 21%
„ 16 km	= 18%

więc — jak twierdzi Wehrle — można się nie obawiać obmarzania samolotu w stratosferze. Jednakże według Stewart'a (7) utrata możności kierowania lotkami na wysokości tłumaczy się tak nierównem skracaniem się długości drążków sterowania, kadłuba i skrzydeł, jak i obecnością wilgoci w łożyskach, w smarach połączeń dźwigien, w przegubach i t. p., która zamarza na wysokości po przejściu samolotu przez wilgotną troposferę.

Cząstkowe ciśnienie pary wodnej już przy — 40° C równa się ciśnieniu 0,93 mm słupka rtęci, wywołuje suchość powietrza przewyższającą suchość Sachary. Powinno to być wzięte pod uwagę przy podtrzymaniu ciśnienia w hermetycznej kabinie przez pompowanie powietrza zzewnątrz.

2. ZNACZENIE PODBOJU STRATOSFERY.

Z punktu widzenia naukowego najciekawsze jest badanie promieniowania kosmicznego — według terminologji Millikan'a (8), lub przenikającej radjacji — według Joffe (9). Zjawisko to zostało odkryte w 1912 r. przez Hesse'go przy badaniu jonizacji powietrza. Hesse wykrył zwiększenie się jej ze wzrostem wysokości. Źródłem jonizacji według Millikan'a jest synteza helu i złożonych jąder protonów i elektronów, dokonywująca się w przestrzeni międzygwiezdnej.

Joffe twierdzi, że poznanie promieniowania kosmicznego da klucz do poznania świata poza granicami systemu słonecznego i do zrozumienia budowy wszechświata. Chemiczne i fizjologiczne działanie promieni kosmicznych jest bardzo wielkie, lecz dotychczas nie zbadane.

Znaczenie wojskowe przenikania samolotów w stratosferę polega na tem (10), (11), że wysokość zapewnia im potencjalną szybkość i zwinność; samolot w stratosferze jest nieosiągalny dla artylerji przeciwlotniczej i aparatów podsłuchowych, nie obawia się on ataku powietrznego zwykłych samolotów; praktycznie biorąc, jest on nieosiągalny z ziemi. Zagadnienia możliwości *transportowych* dla superawjacji, jak również i znaczenie zbadania stratosfery dla artylerji wymaga specjalnego oświetlenia przez fachowców.

3. LOT W STRATOSFERZE.

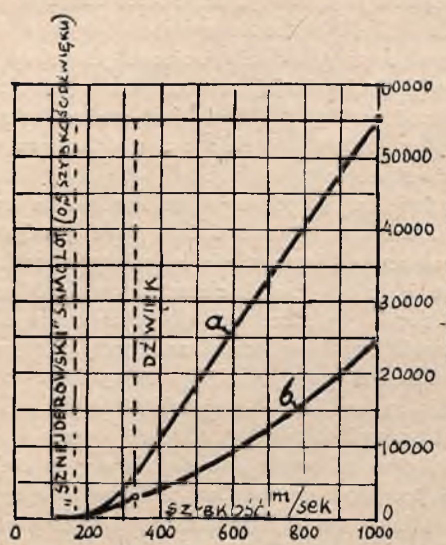
Crocco (12) ustala dwa nowe pojęcia: hyperawiacja — loty na bardzo dużych szybkościach na poziomie ziemi i superawiacja — loty na wielkich wysokościach, również celem osiągnięcia bardzo dużych szybkości.

Największa przeszkoda w rozwoju hyperawjacji tkwi w oporze aerodynamicznym przeciwstawianym lotowi. Składa się on z oporu profilowego (resistenza di penetrazione) i wznoszenia się (indukcyjnego) (rezistenza di sostentazione).

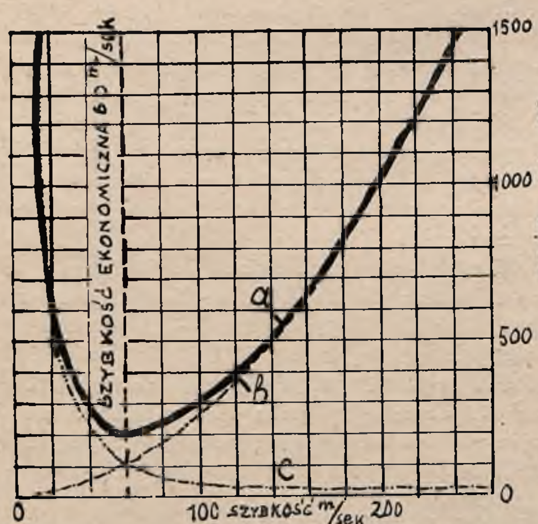
Pierwszy, przy szybkościach do 240 m/sek. wzrasta proporcjonalnie do kwadratu szybkości; przy szybkościach dźwięku (wg. Crocco) — proporcjonalnie do czwartej potęgi szybkości. Maksymalna, osiągnięta dotychczas szybkość (682 km/godz.) nie przewyższa 0,6 szybkości dźwięku. Wynika więc z tego, że nie wkraczając w dziedzinę szybkości nadakustycznych, szybkości samolotów w hyperawjacji mogą być znacznie jeszcze zwiększone.

Fizjologiczną granicę lotu stanowią nie szybkości, lecz przyśpieszenia przy wznoszeniu się i rozbiegu przy starcie. Maksymalne dopuszczalne dla organizmu ludzkiego przyśpieszenie równa się 4 — 6-krotnemu ziemnemu (13), (38). Większe przyśpieszenia wywołują uszkodzenia organów wzroku i inne bolesne zjawiska.

Szybkość, odpowiadającą minimum oporu czołowego, Crocco nazywa szybkością ekonomiczną, stosunek zaś całkowitego obciążenia samolotu do minimalnego oporu — maksymalną jakością samolotu. Obliczenia, dokonane przez Crocco dla samolotu wyścigowego, zbudowanego dla udziału w zawodach o puhar Schneidera (nazywanego dalej samolotem schneiderowskim), wykazują wzrost mocy, potrzebnej do osiągania różnych szybkości (rys. 6). Opór przytem wzrasta, jak na rys. 7, gdzie przytoczone są opory indukcyjne i całkowite dla szybkości nie przewyższających szybkości dźwięku.



Rys. 6. Krzywa potrzebnych mocy w funkcji szybkości lotu. Znaczenie: *a* — opór balistyczny, *b* — opór według V^2.



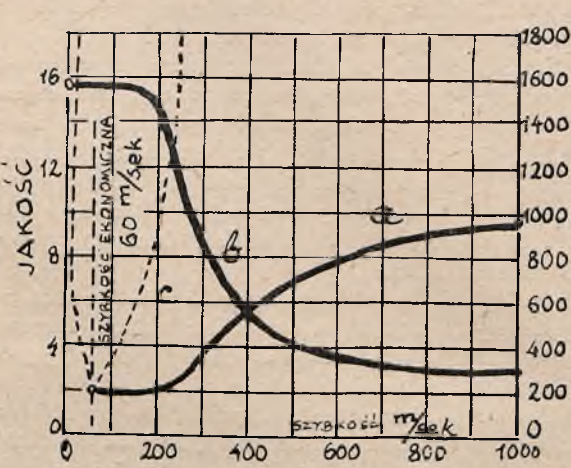
Rys. 7. Krzywe oporów w funkcji szybkości lotu. Znaczenie: *a* — krzywa całkowitego oporu, *b* — krzywa oporu proporc. V^2, *c* — krzywa oporu indukcyjnego.

Na rys. 6 widać, że, gdy dla osiągnięcia szybkości ekonomicznej potrzebna moc równa się tylko 170 MK, a dla lotu z szybkością 0,5 szybkości dźwięku — 2.000 MK, dla lotu z szybkością dźwięku potrzebna moc wzrośnie do 30.000 MK. Według Crocco prowadzi to hyperawiację do absurdu.

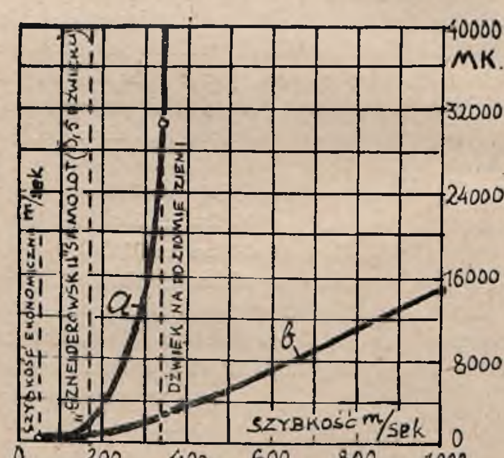
Ze zmiany oporu profilowego w stosunku wprost proporcjonalnym do gęstości powietrza, indukcyjnego zaś — odwrotnie proporcjonalnie, wynika, że dla każdej szybkości istnieje tylko jedna wysokość, na której gęstość powietrza daje minimalny całkowity (czołowy) opór.

Wysokość tę Crocco nazywa — ekonomiczną.

Rys. 8 wyobraża krzywe oporów na poziomie ziemi i na wysokości ekonomicznej dla samolotu schneiderowskiego, przy ekonomicznej szybkości przy ziemi równej 60 m/sek. Tamże wykreślone są krzywe jakości samolotu. Widzimy, że przy wielkich szybkościach jakość gwałtownie się obniża. Inaczej mówiąc w locie z szybkościami ponadakustycznemi *skrzydła stają się bardzo złym środkiem podtrzymującym.*



Rys. 8. Krzywa oporów na poziomie ziemi i na wysokości ekonomicznej oraz krzywa jakości samolotu. Znaczenie: *a* — opór (superawjacja), *b* — jakość (superawjacja), *c* — opór (hyperawjacja).



Rys. 9. Krzywe potrzebnych mocy dla hyper i superawjacji. Znaczenie: *a* — moc (hyperawjacja), *b* — moc (superawjacja).

Rys. 9 podaje odpowiednie moce dla hyper i superawjacji. Gdy dla osiągnięcia szybkości dźwięku w pierwszym wypadku potrzeba 30.000 MK, w drugim — tylko 2.000 MK. Obliczenia zależności wysokości ekonomicznej od szybkości samolotu dają wzrost wysokości ekonomicznych przy wielkich szybkościach znacznie mniejszy, niż przy małych. Np. dla szybkości 200 m/sek. wyso-

kość ekonomiczna równa się 15 km, dla 500 m/sek. — 25 km, dla 1000 m/sek. — 30 km.

Rozpatrując pewien tor lotu stratosferycznego, Crocco przychodzi do wniosku, że konieczne staje się rozwiązanie zagadnienia zniżania się z maksymalną przeciętną szybkością, przy minimalnej szybkości przy końcu zniżania się, uwarunkowanej możnością lądowania. Zagadnienia tego nie można rozwiązać bez zastosowania aerodynamicznego hamowania samolotu, np. przez wsteczny bieg (rewersowanie) śmigła. Według Crocco, przeciętna szybkość lotu na wysokości 1.000 km może osiągnąć 2.700 km/godz. Jednakże nie bierze on widocznie pod uwagę, że przejście na małe szybkości lądowania, ze względu na małe wielkości dopuszczalnych przyśpieszeń (w danym wypadku negatywnych), nawet przy rozwiązaniu zagadnienia hamowania samolotu przy zniżaniu się, zmusi do powiększenia czasu hamowania i przez to zmniejszy szybkość przeciętną.

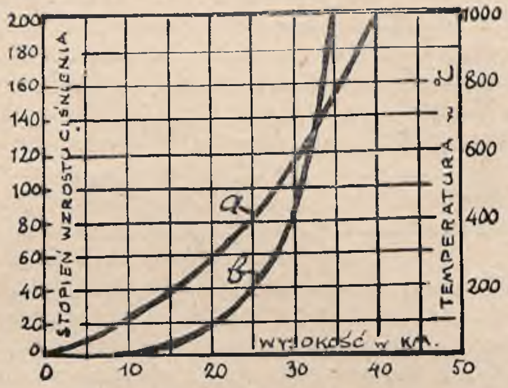
Konieczność nadzwyczaj dokładnego kierowania samolotem przy podobnych szybkościach (stwierdzają to zawody o puhar Schneidera) nie ma miejsca w stratosferze wskutek małej gęstości powietrza i zkolei wskutek małej wrażliwości organów kierowania samolotów. Z prądami pionowemi, jak już było wskazane, w stratosferze nie trzeba się liczyć.

Kwestja oddychania lotnika jest mniej skomplikowana, niż kwestja zasilania powietrzem silnika i w zasadzie powoduje mniej trudności niż konstruowanie łodzi podwodnej, gdy się buduje hermetyczną kabinę na wzór Piccard'owskiej. Znacznie większe trudności wywołuje zagadnienie utrzymania w kabinie normalnej temperatury przy wielkich szybkościach samolotu — do 1000 m/sek. — wskutek zwiększenia się temperatury przez ogrzewanie adjabatycznie sprężanego powietrza (która osiąga 500° C). W tym wypadku odmuchiwanie nie tylko nie równoważy ogrzewania się kabiny wskutek promieniowania słonecznego, jak to ma miejsce w sterowcach, lecz podnosi jej temperaturę. Nawet, gdy działanie to ogranicza się samem tarciem o ścianki kabiny, wystarczy go, według Crocco, żeby trzeba było ochładzać kabinę rzadkiem powietrzem. Jednakże według tegoż autora, krótkotrwałość lotu zmniejszy związane z tem niedogodności. Dochodzi do tego zagadnienie chłodzenia silnika, co powinno spowodować zmianę zwykłej chłodnicy przez inny sposób chłodzenia.

4. ŹRÓDŁA MOCY.

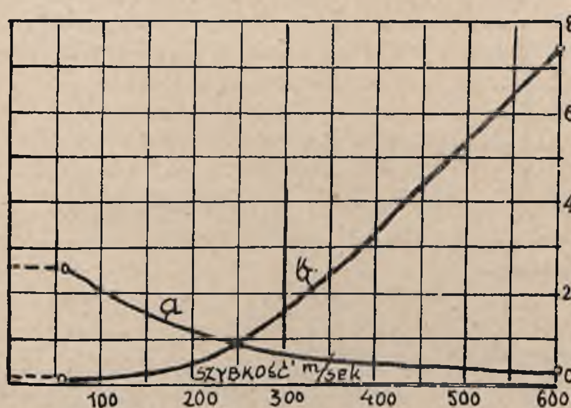
Dla uzyskania na wysokości mocy silnika spalinowego równej przyziemnej, trzeba albo zwiększyć pojemność cylindrów, w stosunku odwrotnie proporcjonalnym do gęstości powietrza, co jest połączone z dużem powiększeniem wagi i wymiarów silnika, albo też wdmuchiwać do cylindrów ten sam (jak i na ziemi) ładunek mieszanki, t. j. sprężać powietrze do gęstości przyziemnej przy przyziemnej też temperaturze.

Rys. 10 przedstawia stopień koniecznego zwiększania ciśnienia dla różnych wysokości i temperatur, powstających wskutek adjabatycznego zgęszczenia powietrza.



Rys. 10. Krzywa potrzebnych stopni zwiększenia ciśnienia i wzrostu temperatury dla różnych wysokości. Znaczenie: *a* — wzrost temperatury przy sprężaniu adjabatycznem, *b* — stopień zwiększenia ciśnienia potrzebny do podtrzymania ciśnienia atmosferycznego.

Krzywe te charakteryzują zjawisko, stanowiące główną przeszkodę na drodze opanowania stratosfery, przy wykorzystaniu istniejących systemów silników spalinowych.



Rys. 11. Krzywe potrzebnej i rozporządzalnej mocy w funkcji szybkości lotu. Znaczenie: *a* — rozporządzalna moc na wysokości (stałe obciążenie 1000 kg), *b* — moc potrzebna (superawjacja).

Rys. 11 wyobraża krzywe mocy, potrzebnej do lotu w stratosferze, oraz mocy rozporządzalnej — przy stałym ciężarze silnika — 1000 kg (samolot schneiderowski). Punkt przecięcia się krzywych odpowiada szybkości 250 m/sek. (900 km/godz.).

Jest to szybkość maksymalna (osiągalna na wysokości) dla specjalnego samolotu rekordowego, przy b. lekkim silniku o stosunkowej wadze 0,35 — 0,40 kg/MK, pracującym w warunkach wielkiego natężenia. Piccard (36) określa tę szybkość jako 720 km/godz.

Biorąc pod uwagę normalny względny ciężar silnika ze sprężarkami, równy przy zwykłej eksploatacji 1,3 — 1,8 kg/MK i biorąc też pod uwagę dodatkowe obciążenia samolotu przez różne przyrządy, urządzenia

kabiny i t. d., uważać można, że nawet liczba 400 — 500 km/godz., którą spodziewają się uzyskać Farman i Guerchais dla swych samolotów stratosferycznych, jest wygórowana, prawdopodobną zaś może być 200 km/godz., jak u Junkersa.

Crocco widzi stąd jedyne wyjście w zastosowaniu w stratosferze zasady silnika reakcyjnego, niezależnego od zewnętrznego środowiska, i wskazuje, że po raz pierwszy teorja silnika reakcyjnego opracowana była (14) przez B. G. Steczkina („Tiechnika Wozdusznogo Floła" 1927, Nr. 2, str. 105 i 1929, Nr. 2, str. 96). Rozpatrując dwa sposoby zasilania silnika tlenem wziętym ze sobą, lub wykorzystując tlen z powietrza, przyznaje Crocco pierwszeństwo drugiemu sposobowi przy sprężaniu powietrza w rurach powietrznych („sopło"), wykorzystując kinetyczną energję samolotu.

Itallo Raffaelli (15) proponuje, jako źródło mocy, zastosować turbinę parową i wskazuje na szereg wynikających stąd udogodnień (stała moc na różnych wysokościach i in.), oraz określa względny ciężar turbiny jako 4 kg/MK, rozchód zaś ropy — nie większy, niż 260 — 300 g/MK. Jednakże propozycja jego, nie poparta żadnem obliczeniem, wydaje się problematyczna.

Oprócz tego propozycja ta nie rozwiązuje zagadnienia ekonomiczności pracy śmigła. Na tę stronę zagadnienia zwraca uwagę L. Stipa (35) w proponowanym przez niego schemacie samolotu.

Podana przez Great Lakes Aircraft Corp. wiadomość o osiągniętem względnem obciążeniu równem 1,3 kg/MK dla maszyny pewnej w działaniu, jest mało prawdopodobna.

5. SILNIK I SPRĘŻARKI.

Dla umożliwienia lotu na wysokościach rzędu 15 — 20 km chodzi głównie o silnik spalinowy z chłodzeniem płynnem, gdyż mała gęstość atmosfery nie pozwala na zadowalające chłodzenie cylindrów silnika powietrzem; żeberkowanie silnika o chłodzeniu powietrznem nie może być odpowiednio zwiększone.

W locie Uwins'a (17), (33) na wysokość 13.404 m temperatura oleju osiągnęła 80° — przy wejściu do silnika i 115° — 120° — przy wyjściu z niego.

Dla uniknięcia wrzenia wody w rzadkiem powietrzu (przy ciśnieniu 93,5 mm sł. rt., odpowiadającem wysokości 15.000, temperatura parowania wody spada do 50° C), w systemie chłodzenia trzeba podtrzymywać normalne ciśnienie. Okoliczność ta wysuwa, jako środek chłodzący, etylen-glykol (18), przy stosowaniu którego prawdopodobnie da się uniknąć konieczności sztucznego podtrzymywania ciśnienia w systemie chłodzenia.

Duża średnica śmigła, konieczna dla superawjacji, zmusi konstruktora do szukania dróg w kierunku podwyższenia osi śmigła; przy innych równych warunkach, lepszy będzie silnik typu odwróconego (jak u Farmana), lub conajmniej — z reduktorem obrotów z podwyższoną osią śmigła. Zastosowanie reduktora dla podwyższenia współczynnika wydajności śmigła w superawjacji jest nieuniknione.

Względny ciężar zespołu silnikowego dla stratosfery wzrasta do 1,9 kg/MK (zespół Farmana: silnik 350 KM waży 330 kg, trzy sprężarki — 330 kg), co staje się jedną z podstawowych trudności przy osiąganiu wielkich wysokości.

Sprężanie powietrza (21) dla silnika odbywać się może różnemi znanemi sposobami. Strefa wykorzystania turbokompresora, według Crocco ogranicza się wysokością 10 km wskutek konieczności zwiększenia przeciwciśnienia na wylocie, ażeby uzyskać konieczny do pracy turbiny spadek ciśnienia (ob. również artykuł Orłowa) (22). Trudność osiągnięcia wysokiego współczynnika wydajności pracy i niebezpieczeństwo ogniowe zmuszają do wyrzeczenia się użycia turbokompresora w superawjacji.

Doświadczenia w Ameryce (23) w zastosowaniu turbokompresora na samolocie, na wysokościach do 9 km wskazały na szereg trudności. Powstawały uszkodzenia wskutek przepalania się połączenia między rurą wydechową i kołnierzem tej rury, oraz skrzynką rur („sopel"), ochładzania się ostatniej, oraz komplikacyj konstrukcyjnych dla turbiny i kolektorów.

Sprężarki systemu Roots'a, zarówno według badań amerykańskich, jak i obliczeń Centralnego Instytutu Silników Lotniczych (C. I. A. M.) muszą być zbyt ciężkie. Dla uzyskania potrzebnych mocy silnika sprężarkę trzeba robić wielostopniową, ze zwrotnemi wentylami, co komplikuje konstrukcję. Szybki wzrost temperatury powietrza za sprężarką i wzrost potrzebnej mocy ze wzrostem wysokości, czynią ten typ sprężarki nie do przyjęcia do lotu w stratosferę.

Jedyne przyjęte obecnie praktyczne rozwiązanie — pędzona mechanicznie sprężarka odśrodkowa z dużą ilością stopni szybkości lub ciśnień. Sprężarka niewyłączająca się wywołuje straty od dławienia mieszanki na małych wysokościach i ogrzewania jej, jednakże zarówno wyłączanie, jak i zmiana ilości obrotów przy tych wysokich liczbach (27.000 obr./min.), z któremi się ma do czynienia, są bardzo trudne.

6. CHŁODNICE.

Wysoka temperatura mieszanki za sprężarką, niezależnie od systemu napędu, zmusza do włączania pośredniego chłodzenia powietrza pomiędzy sprężarką a silnikiem, dla przeciwdziałania znacznemu spadkowi mocy silnika przy powiększeniu temperatury mieszanki. Maksymalny stopień zwiększenia ciśnienia sprężarki przy pracy bezpośredniego chłodzenia równa się — 1,4. Dopuszczalna przytem—z punktu widzenia detonacji i utraty mocy — maksymalna temperatura nie powinna przekraczać 330° abs. (22).

Chłodzenie pośrednie osiąga się zapomocą różnego rodzaju chłodnic powietrznych; Amerykanie przyszli do wniosku, że typem najlepszym będzie waflowa (na wzór plastra wosku). Firma Farman używa chłodnic rurkowych. Ich waga i powierzchnia są bardzo wielkie, Farman umieszcza je wzdłuż całego kadłuba samolotu. Pracę chłodnic utrudnia zaoliwienie ścianek przez smary trafiające wraz z powietrzem ze sprężarek. Oczyszczanie powietrza ze smarów prawie nie jest możliwe.

7. GAŹNIK I SYSTEM ZBIORNIKÓW.

Przy stopniach zwiększania ciśnienia sprężarki — nie większych, niż 1,4 i małej zwyżce temperatury za sprężarką, umieszczenie gaźnika przed sprężarką ma szereg stron dodatnich. Przy wielkich jednak stopniach zwiększania ciśnienia, powstający kondensat paliwa w chłodnicy i duże przekroje dyfuzora zmuszają do zastosowania schematu rozmieszczenia gaźnika za sprężarką. Schemat ten jest dogodny również z punktu widzenia zwrotu płomienia, działaniu którego nie ulega sprężarka sprężająca czyste powietrze (25). Tem nie mniej konieczne jest ustawianie zwrotnych wentyli bezpieczeństwa. Wadą tego schematu jest również konieczność hermetyczności gaźnika dla uniknięcia ucieczki mieszanki.

Materjały pędne w zbiornikach powinny być pod ciśnieniem większem, niż ciśnienie sprężarki, gdyż temperatura wrzenia paliwa spada ze zwiększeniem się wysokości, co prowadzi do tworzenia się pęcherzy gazowych i ustawania dopływu benzyny do gaźnika, a więc zatrzymywania się silnika (przy ciśnieniu odpowiadającem wysokości 15.000 m, temperatura wrzenia benzyny spada poniżej zera).

8. ZAPALANIE.

Przy wielkiem rozrzedzeniu powietrza przyrządy zapalania (iskrownik, świece) nie pracują normalnie, wskutek obniżania się oporu bezpiecznika iskrowego iskrownika, przy stałym oporze między elektrodami świecy. Przy zwiększaniu bezpiecznika iskrowego iskrownika powstaje przebijanie izolacji w innych częściach przewodu. Przy zwiększaniu bezpiecznika iskrowego z 11 do 26 mm, przy ciśnieniu odpowiadającem wysokości 5.000 m, według doświadczeń amerykańskich (23), iskra zaczęła przeskakiwać między zaciskiem, a korpusem świecy. Według badań francuskich wpływ niskiej temperatury na pracę zapalania jest nieistotny, specjalne konstrukcje iskrowników i świec pozwalają na zadawalającą pracę do 13.500 m. Firma Farman zamyka system zapalnika w hermetyczną osłonę, w której podtrzymuje się ciśnienie większe, niż zewnętrzne.

9. ŚMIGŁO.

Śmigło, obliczone do normalnej pracy na ziemi, przy słabej mocy silnika i zmniejszającej się gęstości środowiska, w miarę zwiększenia się wysokości, „rozkręca się". Śmigła zaś, przystosowane do pracy na wysokości, zniżają obroty, a więc i moc silnika przy ziemi (26). Zmiana z wysokością średnicy śmigła i progresywna zmiana skoku śmigła wzdłuż długości jego ramienia dotychczas konstrukcyjnie nie jest rozwiązana. Szereg patentów (27) zbliża się do celu przez wprowadzenie do pracy na wysokości drugiego śmigła o większej średnicy. Jest to jednak rozwiązanie skomplikowane i ciężkie. Drugim sposobem zwiększenia współczynnika wydajności pracy śmigła jest obracanie jego ramion w czasie lotu, t. zw. śmigło o zmiennym skoku. Jednakże i takie rozwiązanie jest dalekie od doskonałości. Pomimo trudności konstrukcyjnych (dotychczas niema ani jednej wygodnej, lekkiej i prostej konstrukcji, któraby utrzymała się w eksploatacji) i ciężkości (śmigło z piastą dla silnika o mocy 600 — 800 MK waży ponad 200 kg), współczynnik wydajności śmigła znacznie spada na wysokościach innych. Dla zwiększenia tego współczynnika konieczne staje się przyjęcie bardzo dużej średnicy śmigła, np. u Farmana — 4,6 m.

10. WYPOSAŻENIE SPECJALNE.

Wyposażenie specjalne do lotów stratosferycznych powinno zapewnić: a) dostarczanie dostatecznej ilości, o zadowalającej jakości powietrza dla oddychania, b) utrzymanie temperatury na poziomie możliwym do życia.

Choroba wysokości wyraża się w szczególnem osłabieniu organizmu i utracie przytomności, kończącej się w ciężkich wypadkach śmiercią. Główne niebezpieczeństwo polega na tem, że wyczerpanie i osłabienie opanowują człowieka niepostrzeżenie, oraz na braku świadomości powagi położenia, przy czem zjawisko to wywołują zarówno obniżone ciśnienia środowiska, jak i spadek zawartości w powietrzu tlenu (3) i (37).

Możliwe sposoby zwalczania choroby wysokości są to:

a) podtrzymywanie stałej ilości tlenu dla oddychania i

b) podtrzymywanie ciśnienia atmosferycznego dokoła całego ciała człowieka, t. j. zastosowanie ubioru hermetycznego, albo też hermetycznej kabiny.

Pierwszy sposób jest skomplikowany konstrukcyjnie, ubiór krępowałby ruchy pilota, więc nie jest w użyciu (38).

Badania organizmu przy wznoszeniach się, wykonywane w komorach niskiego ciśnienia (depresyjnych) (20) (37) i rzeczywiste loty wysokościowe wykazały, że przy lotach do wysokości 12,5 — 13,5 km wystarczy dodawanie tlenu zapomocą specjalnych inhalatorów tlenowych i ogrzewania ubioru pilota; poczynając zaś od wysokości 12,5 — 13,5 km konieczne staje się urządzenie specjalnej kabiny hermetycznej, w którejby podtrzymywały się warunki zbliżone do naziemnych. W ten sposób dla praktycznych celów superawjacji mówić można jedynie o tym ostatnim sposobie.

Inhalatory tlenowe.

Istnieją dwa systemy, przyjęte jako wyposażenie lotnictwa szeregu państw: system wysokiego ciśnienia, gdzie tlen stosuje się w postaci gazu sprężonego pod ciśnieniem ∞ 120 atmosfer, oraz system niskiego ciśnienia z zastosowaniem tlenu płynnego (7) (28). W obu wypadkach tlen dławieniem sprowadza się do odpowiedniego ciśnienia, pod którym dopływa do maski, lub kabiny i podtrzymuje w niej ciśnienie, oraz uzupełnia tlen zużyty. Praktyka amerykańska (29) wykazała, że do lotów bez hermetycznej kabiny pewniejsze są inhalatory o niskiem ciśnieniu.

Ogrzewanie elektryczne.

Niska temperatura (— 56° — 60° C) i skutki obwiewania pilota stwarzają nader niekorzystne warunki lotu

wysokościowego i zmuszają do stosowania sztucznego ogrzewania lotnika i przyrządów. Gdy dla wysokości mniejszych ogrzewanie zapomocą gazów wychodzących z silnika jako tako praktycznie jest wykonalne, dla wysokości wielkich jedynie możliwe staje się ogrzewanie elektryczne ubioru pilota i okularów.

Kabina.

Przy zastosowaniu silnika spalinowego i małych szybkościach samolotu na wysokości (rzędu 200 — 400 km/godz.) trudności konstruowania kabiny sprowadzają się do zapewnienia: 1) ciśnienia i zawartości tlenu w kabinie; 2) zadawalającej temperatury; 3) możność kierowania mechanizmem znajdującem się nazewnątrz kabiny — organami sterowania samolotu i silnika, oraz dodatkowemi agregatami; 4) dostatecznej widoczności przy lądowaniu, starcie i locie na małej wysokości.

Pierwsze zagadnienie rozwiązuje się przez zastosowanie aparatów tlenowych, jak to praktykował Piccard, lub przez tłoczenie powietrza zzewnątrz, jak to czyni Farman. Przy tem rozwiązuje się również i drugie zagadnienie, gdyż ustala się równowaga między przypływem ciepła, powstającego przy sprężaniu powietrza w kompresorze, a stratą jego w otaczającem środowisku. Łatwo można utrzymać temperaturę w kabinie równą + 10° C (30). Specjalnie odregulowany wentyl nie pozwala na przekroczenie ciśnienia atmosferycznego. Specjalne filtry wchłaniają bezwodnik kwasu węglowego. Zastosowanie sprężarek odśrodkowych jest utrudnione ze względu na zanieczyszczenie powietrza smarem i kurzem, co czyni go niezdatnem do oddychania. Uszczelnienie połączeń ze środowiskiem zewnętrznem osiąga się przez zastosowanie dławika.

Na samolocie Farmana widoczność osiąga się przez różne położenie lotnika: na dachu kabiny — przy starcie i lądowaniu, w kabinie z głową wysuniętą nazewnątrz — w locie do wysokości 3.000 m, gdzie kabina zamyka się hermetycznie i dalej pilot kieruje samolotem zapomocą przyrządów, a widzi przez boczne okienka końce skrzydeł (30).

Junkers pozwala widzieć wgórę i wdół zapomocą specjalnego peryskopu.

WNIOSKI.

1. Przy istniejących obecnie źródłach uzyskania mocy, osiągnięcie wielkich szybkości, pomimo spadku ze wzrostem wysokości aerodynamicznego oporu środowiska, napotyka przeszkodę nie do przezwyciężenia w postaci niemożności otrzymania koniecznej mocy z silnika o małej wadze i wymiarach, oraz ze względu na słabe zdolności nośne skrzydeł na wysokości.

2. Hyperawjacja, wskutek ogromnego wzrostu mocy, potrzebnej dla uzyskania wielkich szybkości, znalazła się—co do osiągniętych już wyników (682 km/godz.)— u kresu teoretycznych możliwości.

3. Zastosowanie zasady reakcyjnej w superawjacji pozwoli na zbliżenie się do teoretycznych szybkości ekonomicznych rzędu 2.000 — 3.000 km/godz.

4. Wykorzystanie współczesnego silnika spalinowego pozwala na uzyskanie na wysokości szybkości rzędu 200 — 400 km/godz.

5. Zwiększenie współczynnika wydajności pracy śmigła związane jest ze zwiększeniem wagi zespołu śmigło — silnikowego.

6. Zagadnienia chłodzenia silnika i powietrza, oraz zagadnienia związane z karburacją, pompami, sprężarką, zbiornikami materjałów pędnych, systemem chłodzenia i zapalania powinny być jeszcze dokładnie zbadane.

7. Budowa kabiny hermetycznej i utrzymanie w niej warunków dogodnych dla istnienia napotykają szereg trudności.

8. Ogromne znaczenie naukowe i wojskowe przenikania samolotu w stratosferę, zmusza nas (Z. S. R. R.) do postawienia tego zagadnienia w całej jego rozciągłości.

DODATEK.

Stan prac przygotowawczych do lotów stratosferycznych zagranicą jest następujący: w Niemczech zagadnieniem tem zajmuje się firma Junkers, we Francji — firmy Farman i Guerchais — prywatne przedsiębiorstwo b. wspólników Farmana.

Samolot Junkersa F—13 (J—49) — ma zwiększoną powierzchnię nośną i hermetyczną kabinę. Pułap teoretyczny — 14.000 m. Silnik Junkers L—88 o mocy 670 MK z 2-stopniową sprężarką odśrodkową. Śmigło o stałym skoku i średnicy projektowanej 5,6 m; obecnie ustawione jest śmigło o średnicy 5,2 m.

Według danych firmy — na wysokości 12 km — średnia szybkość (projektowana) — 200 km/godz., rozchód paliwa 91 kg/godz. (co określa moc na wysokości 12 km, jako rzędu 400 MK), zapas materjałów pędnych (do wzniesienia się na wysokość 12 km) — 115 kg, promień działania (z zapasem paliwa — 650 kg) — 1.280 km.

Całkowity ciężar samolotu składa się z:

ciężaru	samolotu z kabiną	kg 3.200
„	2 ludzi	160
„	urządzeń specjalnych	190
„	materjałów pędnych	650
	Razem	kg 4.200.

Kabina hermetyczna, zaopatrzona w peryskop, umożliwiający widoczność, i sprężarkę tłokową, utrzymującą w niej ciśnienie 0,8 atm. Istnieją wiadomości, że w czasie prób w locie (obecnie do wysokości 9.000 m) główne trudności napotykano w pracy przyrządów zapalania, gaźnika, oraz przyrządu do określania poprzecznej stateczności samolotu.

Samolot Guerchais'a — jednopłat ze zmienną powierzchnią skrzydeł 45 m², konstrukcji Machonina z minimalnem zastosowaniem metalu; szybkość 400 km/godz. na wysokości 13 km (przy pułapie 15 km); silnik Lorraine „Orione" — 700 MK. Do 3.000 m silnik pracuje bez sprężarki, na wysokości 3.000 m włącza się

sprężarka, przyczem stopień sprężania reguluje pilot dławieniem powietrza przy ssaniu. Śmigło o zmiennym skoku Ratier trójramienne. Zbiorniki benzynowe obliczone są na 15 godz. lotu.

Samolot Farman F—190 — ze zwiększoną z 45 do 60 m² powierzchnią nośną, z kabiną hermetyczną. Zespół silnikowy składa się z odwróconego 350 konnego, 8 cylindrowego, w kształcie „V" silnika o chłodzeniu etylenglykolem (19) i trzech, kolejno włączanych, odśrodkowych sprężarkach Rateau-Farman.

Wysokość włączenia sprężarek (20) — kolejno 4.000, 8.000 i 14.000 m. Pułap—20.000 m. Do 4.000 m gaźnik ssie z atmosfery, na tej wysokości otwory ssące gaźnika zamykają się hermetycznie i powietrze napływa do gaźnika po przejściu przez wszystkie 3 sprężarki. Wszystkie sprężarki ważą 330 kg i pochłaniają 45% mocy silnika, który waży również 330 kg. Śmigło o skoku zmiennym, Farman-Chauvière, 4-ramienne, o średnicy 4,6 m. Sprężarki wszystkie z pośredniem chłodzeniem powietrza w chłodnicach powietrznych, umieszczonych wzdłuż kadłuba. Systemy chłodzenia i zasilania silnika znajdują się pod ciśnieniem. Przyrządy zapalania osłonięte są hermetyczną pokrywą, w której utrzymuje się ciśnienie atmosferyczne.

W kabinie znajdują się wszystkie przyrządy aeronawigacyjne, przyrządy do lotu ślepego, balony ze sprężonem powietrzem i płynnym tlenem, pochłaniacze kwasu węglowego, agregaty do elektrycznego ogrzewania ubiorów i t. d. Ciśnienie w kabinie utrzymuje się na poziomie 530 mm sł. rt. zapomocą sprężarki tłokowej. Ciepło, powstające przy sprężaniu powietrza, utrzymuje temperaturę w kabinie na poziomie 10° C. Funkcjonowanie aparatów sprawdzono w próbnych lotach do wysokości 7.000 m w ciągu 12 godzin. Kabina ma okienka 60 cm z podwójnemi szybami, między któremi przepływa gorąca woda.

Loty Piccard'a (32).

Pierwszy lot w maju 1931 r. w towarzystwie Kipfer'a nie miał powodzenia. Szybkość wznoszenia się—9 m/sek. była za wielka, balon w ciągu ½ godz. osiągnął maksymalną wysokość 15.781 m. Niepomyślny start zmusił załogę do użycia większej ilości rozporządzalnego czasu na uszczelnienie szpar powstających w kabinie. W dodatku zerwanie się linki zaworowej pozbawiło Piccard'a możności wykonania normalnego lądowania. Temperatura w kabinie, pomalowanej w połowie na czarno i na biało, ze wschodem słońca wzrosła do 40° C. Szyby okienek zapotniły się. Wpobliżu balonu wytworzył się obłok z kryształków śniegu. Balon wylądował po zachodzie słońca wskutek oziębienia się, po 18 godz. lotu, na lodowcu alpejskim przy prawie wyczerpanym zapasie tlenu do oddychania. Wszystkie opisane okoliczności przeszkodziły prowadzeniu obserwacyj naukowych nad promieniowaniem kosmicznem, które było celem lotu.

Drugi lot wykonano w sierpniu 1932 r. w towarzystwie Cossynsa; szybkość wznoszenia się wynosiła 1½ m/sek., maksymalna osiągnięta wysokość 16.400 m, długotrwałość lotu 12 godz. Minimalne ciśnienie równało się 73 mm sł. rt., temperatura — 55° C, temperatura w kabinie wahała się od 0 do — 10° C.

Kabina balonu — kształtu kulistego, o średnicy 2,1 m, zbudowana z 3 — 3½ mm blachy aluminjowej.

Ciężar pustej — 130 kg, razem z przyrządami około 1200 kg. Istniały 2 otwory do wchodzenia i wychodzenia z kabiny, oraz 9 otworów z szybami 7 mm szkła dla obserwacji. Kabina ściągnięta 8-ma linkami. Ciśnienie i tlen potrzebny do oddychania utrzymano w kabinie przez wylewanie niewielkich ilości płynnego tlenu. Do oczyszczenia powietrza zastosowano filtry.

Oba loty Piccard'a wykazały zupełną możność wykonania lotu przy wielkiem rozrzedzeniu i niskiej temperaturze powietrza.

Lot stratostatu „S. S. S. R.".

30 września 1933 r. t. t. Prokofjew, Birnbaum i Godunow ustalili nowy rekord światowy, gdyż wznieśli się z moskiewskiego lotniska im. Frunze na balonie o pojemności 25.000 m³ na wysokość 19 km, bijąc w ten sposób rekord Piccard'a.

Wspaniałe zwycięstwo, zdumiewające nie tylko ze względu na śmiałe rozwiązanie szeregu technicznych i konstrukcyjnych zadań, lecz i nader szybkie przygotowanie się do lotu, oraz wielką wytrzymałość, potrzebną, żeby w okresie długotrwałych, niesprzyjających warunków atmosferycznych — doczekać się dnia wyjątkowego z punktu widzenia widoczności i spokojnego stanu atmosfery.

Niewielka szybkość wznoszenia się pozwoliła wykonać całkowicie program badań naukowych, zarówno w dziedzinie promieniowania kosmicznego, jak i we wszystkich innych zagadnieniach. Osiągnięte ciśnienie minimalne równało się 49,7 mm sł. rt., temperatura — 67° C. Umiejętne lądowanie, wykonane po 8 godz. 15 min. lotu, wpobliżu Moskwy, pozwoliło na zachowanie w zupełności kabiny, powłoki, kruchych przyrządów szklanych, a nawet dowcipnego amortyzatora kabiny hermetycznej, splecionego z wikliny i przeznaczonego na złamanie się.

Kabina o średnicy 2,3 m wykręcowana i znitowana z 3 mm kolczugalminjum, zawierała w sobie szereg oryginalnych i śmiałych rozwiązań konstrukcyjnych. Są to: wojłokowe obicie kabiny, dzięki któremu temperatura w kabinie była umiarkowana i tylko na krótki czas osiągnęła 31° C; uszczelnienie wyjść z kabiny, szereg węzłów i t. d.

W kabinie znajdowały się balony z tlenem, nabojefiltry do oczyszczania powietrza, komora Wilson'a do badania promieni kosmicznych i szereg przyrządów wykonanych, jak i całe urządzenie balonu, całkowicie z materjałów sowieckich w Z. S. S. R.

W ciągu całego lotu utrzymywano obustronną łączność radjową stratostatu z ziemią.

Tłumaczył z ros. *S. A.*

LITERATURA.

1. *Soreau.* L'air moyen et la stratosphère. Berenger, Paris „L'Aéronautique" 1932, 159, 253. „Riv. Aeronautica" 1932, V. 8, Nr. 12.
2. *Linke.* Beitraege und Phisik der frein Atmoshaere, 1931/32.
   M. B. Bielakow. Strojenje i swojstwa atmosfery na bolszych wysotach. „Wiestn. Wozd. Fłota" 1932, Nr. 3.
3. *Kaiser.* Ueber die Atmung des Hoehenfliegers, DVL—Jahrbuch 1930, 644.
4. *Hempry.* The Physik of the Air.
   P. A. Mołczanow. Aerologja, OGIZ. 1931.
5. *W. I. Witkiewicz.* Polot Piccard'a i stratosfera, „Samolot" 1932, Nr. 3.
6. *Wehrle.* Les problèmes météorologiques de la haute atmosphère interessent l'aéronautique (Journées techniques internationales de l'aéronautique 1932) „L'Aerotecnica" 1933, V.13, Nr. 1/2, str. 99.
7. *Stewart.* High Altitude Equipment of Aircraft „Journ. Roy. Aer. Soc." 1930, V.34, Nr. 233.
8. *„Le Génie Civil."* 1932.V.51. Nr. 10. 235.
9. *Joffe.* Atomnoje jadro. „Soc. rekonstr. i nauka". 1932. Nr. 6.
   Bornsztejn. O prirodie kosmiczeskich łuczej „Sorena", 1932, Nr. 7.
   Gamow. Kosmiczeskoje izłuczenje „Sorena" 1933, Nr. 1.
10. *„Aviation"*, 1932, V.31, Nr. 5, 225.
11. *Waseige.* Exposé pratique du problème de la suralimentation des moteurs d'aviation. „La Techn. Aéron." 1931. Nr. Nr. 113, 114 i 116.
12. *Crocco.* Iperaviazione et superaviazione „Aerotecnica" 1931, V.11, Nr. 10, „Aircr. Eng." 1932.V.4. Nr. 41, 42.
13. *„Flight"* 1933. V.25, Nr. 25, 99.
14. O silniku reaktywn.
   Lorin. „L'Aérophile" 1931, nov. 541, 1915 mai, 229.
   Crocco. „Rend. della Reale Acad. Nazion, dei Lincei" 1931, V.13, Nr. 112.
   Buckingham. „Report NACA", 1932, 73.
   Roy. „Techn. Aéron." 1930 janv. 15.
   B. S. Steczkin. „T. W. F." 1927, Nr. 2, 1929, Nr. 2.
   N. A. Rynin. Rakiety. L-grad, 1929.
   Bibljografja Wiestn. Wozd. Fłota. 1933. Nr. 1.
15. *Raffaelli.* Apparati motori a vapore per la navigazione stratosferica. „Riv. Aeron.", 1931.V.7, Nr. 9, 411.
16. *„Aeroplane"* 1932, V.43, Nr. 18, 838.
17. *„Aeroplane"* 1932, V.43, Nr. 12, 13, 14.
18. *D. I. Abugow* i *G. S. Skubaczewskij.* „T. W. F." 1932, Nr. 5/6, 1931, Nr. 6.
19. *Blanc.* L'avion stratosphérique Farman. „La science et la vie" 1932, V.41, Nr. 178.
20. *Baudot.* L'exploration de la stratosphère par avion. „La technique moderne" 1932, V.24, Nr. 1, 59.
21. *O sprężaniu powietrza.* Bibljografja TINFO CIAM, Nr. 48.
   W. I. Dmitrijewskij. „T. W. F." 1932, Nr. 7.
   P. I. Orłow. „T. W. F." 1932, Nr. 8/9.
   W. Władimirow i *M. Etingow.* „T. W. F." 1932, Nr. 7.
   Awiacjonnyje dwigatieli. Izd. W. W. A. 1932.
22. *P. I. Orłow.* K woprosu o primienienii turbokompresorow. „T. W. F." 1932, Nr. 8/9.
23. *Stewart.* High Altitude Flying. „Airer. Eng." 1931.
24. *„L'Aéronautique"* 1932, Nr. 157, 163.
25. *P. I. Orłow.* O miestopołożenii karbiuratora. „T. W. F." 1932, Nr. 12.
26. *I. J. Łysienko.* K woprosu o nieobchodimosti wintow regulirujemago w polotie szaga. „T. W. F.", 1931, Nr. 12.
27. *Pat. Barjot.* „L'Aéronautique" 1932, Nr. 157, 182.
   Pat. Levasseur. „L'Aéronautique" 1930, Nr. 138, 98.
28. *Stewart.* High Altitude Flying „Airer. Eng." 1931, V.3, Nr. 26.
   Nowikow. „Wiestn. Wozd. Fł." 1932, Nr. 3.
29. *Hendricson.* „Aero Digest" 1931 V.18, Nr. 6, V.19, Nr. 1.
30. *„Les Ailes"* 1933, Nr. 608.
31. *„L'Ala d'Italia"* 1932, Nr. 7, 41.
32. O locie Piccard'a, por. też p. p. 5 i 8.
   Dollfus. „L'Aéronautique" 1932, Nr. 160.
   „L'Aérophile" 1932, Nr. 9, 278.
   „L'Air" 1932 Nr. 308.
33. *„L'Ala d'Italia"* 1932, Nr. 10.
34. *„L'Air"* 1932, Nr. 106.
35. *Stipa.* Aerei er voli alle alte quote. „Riv. Aeron." 1931, Nr. 12, 493.
36. *„Aviat. Eng."* 1933. V.8, Nr. 2, 25.
37. *Strielcow.* Fiziołogicz. zamietki o wysotnych polotach. „Wiestn. Wozd. Fł." 1933, Nr. 3.
38. *Marshall.* The Physiological Limitations of Flying. „Journ. Roy. Aer. Soc." 1933, V.37, Nr. 269, 398.

Ponadto:
„Riv. Aeron." 1932, V.8, Nr. 4, 57 (Casperi „T. W F.", 1933, N.r 4).
„Aviation" 1929, May 18.
„L'Aérophile" 1932, Nr. 8, 239.

REDAKTOR: mjr. obs. inż. CZAPLICKI WACŁAW.

KOMITET REDAKCYJNY „WIADOMOŚCI TECHNICZNYCH LOTNICTWA":
Płk. K. K. inż. ABCZYŃSKI HENRYK, Ppłk. pil. inż. BRZAZGACZ ALEKSANDER, Ppłk. obs. inż. FILIPOWICZ CZESŁAW, Prof. HUBER MAKSYMILJAN, inż. KARPIŃSKI ADAM, Płk. pil. inż. KARPIŃSKI TYTUS, Inż. ROSINKIEWICZ ROMAN, Prof. WITOSZYŃSKI CZESŁAW.

Drukarnia Mazowiecka, Szpitalna 1, tel. 649-04.